

Izračun performansi zrakoplova Airbus A320 u uvjetima zaledivanja

Mikačić, Petar Krešimir

Undergraduate thesis / Završni rad

2019

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:310771>

Rights / Prava: [In copyright/Zaštićeno autorskim pravom.](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2024-04-25**



Repository / Repozitorij:

[Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository](#)



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Petar Krešimir Mikačić

**IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA AIRBUS
A320 U UVJETIMA ZALEĐIVANJA**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, rujan 2019.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 9. travnja 2019.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Planiranje letenja i performanse I**

ZAVRŠNI ZADATAK br. 5380

Pristupnik: **Petar Krešimir Mikačić (0135248638)**
Studij: Aeronautika
Smjer: Pilot
Usmjerenje: Civilni pilot

Zadatak: **Izračun performansi zrakoplova Airbus A320 u uvjetima zaleđivanja**

Opis zadatka:

Navesti i objasniti zahtjeve regulative EASA CS 25 za slučaj zaleđivanja kod transportnih zrakoplova.
Objasniti opasnosti za sigurnost zračnih operacija koje proizlaze iz pojave zaleđivanje.
Prema podacima iz letnog priručnika (AFM) aviona Airbus A320, odrediti performanse aviona u slučaju
zaleđivanja. Usporediti s performansama aviona bez zaleđivanja.
Izvesti i napisati zaključke.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA AIRBUS A320 U UVJETIMA ZALEĐIVANJA

CALCULATION OF AIRBUS A320 PERFORMANCE IN ICING CONDITIONS

Mentor: Mr. sc. Davor Franjković

Student: Petar Krešimir Mikačić

JMBAG: 0135248638

Zagreb, rujan 2019.

SAŽETAK

U ovom radu, obrađena je tematika izračuna performansi zrakoplova Airbus A320 u uvjetima zaleđivanja. Navedeni su i objašnjeni uvjeti regulative koji zahtijevaju određene standarde performansi zrakoplova u normalnim i specijalnim uvjetima. Prikazani su i objašnjeni uvjeti zaleđivanja i pojave koje se mogu susresti te utjecati na performanse zrakoplova u raznim aspektima, kao što su aerodinamika i pogonske skupine. Izračunate su performanse zrakoplova A320 u fazama polijetanja, penjanja, krstarenja, spuštanja, kruga čekanja i slučaju neuspjelog prilaza pri različitim konfiguracijama te su korištene potrebne ispravke i faktori za slučaj zaleđivanja.

KLJUČNE RIJEČI: Airbus A320; uvjeti zaleđivanja; performanse

SUMMARY

This paper describes calculation of Airbus A320 performance in icing conditions. Regulatory conditions which demand certain standards of aeroplane performance in normal and special conditions, are listed and explained. Icing conditions are described and represented, including phenomena which may be encountered during flight and affect performance in multiple aspects, such as aerodynamics and powerplant. Calculation of Airbus A320 performance is presented in phases of take-off, climb, cruise, descent, holding and missed approach, with various configurations. Corrections and necessary factors for icing conditions are used to provide corrected results.

KEYWORDS: Airbus A320; Icing Conditions; Performance

SADRŽAJ

1. UVOD.....	1
2. ZAHTJEVI REGULATIVE EASA CS-25 ZA SLUČAJ ZALEĐIVANJA.....	2
2.1. Europska agencija za zrakoplovnu sigurnost (EASA)	2
2.2. EASA CS-25	2
2.3. CS-25 zahtjevi za uvjete zaleđivanja.....	3
2.4. CS-25 standardi performansi za uvjete zaleđivanja	4
2.4.1. Polijetanje	4
2.4.2. Putanja polijetanja	5
2.4.3. Producavanje: Svi motori ispravni	5
2.4.4. Penjanje: Jedan motor neispravan	6
2.4.5. Putanja rutne faze	7
2.4.6. Slijetanje	7
3. UVJETI ZALEĐIVANJA.....	8
3.1. Formacija leda.....	8
3.2. Vrste leda.....	10
3.2.1. Prozirni led.....	10
3.2.2. Neprozirni led (Inje)	11
3.2.3. Miješani led.....	11
3.3. Ledena kiša.....	12
3.4. Mraz	12
4. DEGRADACIJA PERFORMANSI U UVJETIMA ZALEĐIVANJA	13
4.1. Degradacija aerodinamičkih performansi	13
4.2. Degradacija performansi pogonskih sustava.....	15

5.	IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA A320 U UVJETIMA ZALEĐIVANJA ..	16
5.1.	Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi polijetanja	16
5.1.1.	Izračun performansi polijetanja metodom unosa mase i metodom unosa temperature.....	19
5.1.2.	Izračun potrebne postavke snage pri polijetanju.....	24
5.2.	Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi penjanja.....	25
5.3.	Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi krstarenja.....	27
5.3.1.	Tablica krstarenja pri brzini 0.78 Ma.....	28
5.3.2.	Tablica krstarenja dugog doleta.....	30
5.4.	Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi spuštanja	32
5.5.	Izračun performansi zrakoplova A320 u krugu čekanja.....	35
5.6.	Izračun performansi zrakoplova A320 u slučaju neuspjelog prilaza	37
6.	ZAKLJUČAK	39
	POPIS LITERATURE	40
	POPIS PRILOGA	41

1. UVOD

Airbus A320 je jedan od najzastupljenijih zrakoplova u komercijalnoj avijaciji. Svakodnevno se obavlja na tisuće letova s ovim tipom zrakoplova na kratkim i srednje dugim relacijama. Kao i svaki drugi zrakoplov, A320 ima određene standarde performansi koje mora zadovoljavati za svoju svrhu, učinkovitost te najbitnije od svega, sigurnost.

Europska agencija za zrakoplovnu sigurnost (u dalnjem tekstu: EASA) je agencija koja ima posebne regulatorne i izvršne zadatke u oblasti sigurnosti civilnog zrakoplovstva. EASA izdaje posebnu regulativu i određuje standarde koje moraju zadovoljavati zrakoplovi CS.25 koji se koriste u civilnom zrakoplovstvu. U standarde su također uključene i performanse zrakoplova u normalnim i izvanrednim uvjetima.

Poseban utjecaj na performanse zrakoplova imaju uvjeti zaleđivanja. Letenje u uvjetima zaleđivanja predstavlja veliku opasnost stoga se zahtjeva opremljenost zrakoplova za let u takvim uvjetima. Led se taloži na prednjim dijelovima zrakoplova koji uključuju nos zrakoplova, napadne bridove krila i uvodnike motora. Taloženje leda nikad nema pozitivan učinak na aerodinamiku i performanse zrakoplova te dovodi do degradacije istih. U uvjetima zaleđivanja se može pronaći više vrsta zaleđivanja, ovisno o ambijentalnim uvjetima koji uključuju temperaturu zraka, sastav oblaka i slično.

Osim poznavanja performansi u normalnim uvjetima važno je poznavanje performansi i u izvanrednim uvjetima kao što su uvjeti zaleđivanja. U ovom radu se upoznaje s regulativom u uvjetima zaleđivanja, performansama zrakoplova u uvjetima zaleđivanja te se isti uspoređuju s performansama u normalnim uvjetima u svrhu uočavanja štetnosti zaleđivanja i degradacije performansi zrakoplova.

2. ZAHTJEVI REGULATIVE EASA CS-25 ZA SLUČAJ ZALEĐIVANJA

2.1. Europska agencija za zrakoplovnu sigurnost (EASA)

Europska agencija za zrakoplovnu sigurnost je agencija koja provodi certificiranje, regulacije i standardizaciju u zrakoplovstvu. EASA sakuplja i analizira podatke vezane za sigurnost i daje preporuke vezane za sigurnosnu zakonodavnost te koordinira sa sličnim organizacijama diljem svijeta. Agencija je preuzeila odgovornost za certificiranje svih aeronautičkih produkata, dijelova i uređaja dizajniranih, napravljenih, održavanih ili korištenih od strane osoba pod regulacijom Europske unije. Određene kategorije zrakoplova su namjerno izostavljene iz odgovornosti EASA-e te spadaju pod kontrolu nacionalnih agencija za civilno zrakoplovstvo, primjeri tih kategorija bi bile ultra lake letjelice, eksperimentalne letjelice i baloni. Agencija definira nekoliko klasa zrakoplova, svaka od tih klasa ima svoja pravila za certificiranje, održavanje i popravljanje. [1]

2.2. EASA CS-25

Regulativa *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes* (Specifikacije za certifikaciju i prihvatljivi načini udovoljavanja za velike zrakoplove) označke CS-25, propisuje zahtjeve koje moraju zadovoljiti veliki zrakoplovi s turbinskim motorima kako bi se mogli certificirati za sigurnu uporabu od strane EASA-e.

Pod specifikacije za certificiranje spadaju generalne, letačke, strukturalne, dizajnerske i konstrukcijske te pogonske specifikacije. U regulativi se također pronalaze dodaci koji opisuju uvjete zaleđivanja i specifikacije za certificiranje zrakoplova za uvjete zaleđivanja. [2]

2.3. CS-25 zahtjevi za uvjete zaleđivanja

Zrakoplovi CS-25 moraju biti usklađeni prema zahtjevima *CS-25 Subpart B* za let u uvjetima zaleđivanja [2].

- (1) Operativna pravila komercijalnih operacija velikih zrakoplova (*CAT.OP.MPA.250*) zahtijevaju da na zrakoplovu, u početnom trenutku pri polijetanju, nema značajne kontaminacije ledom nakon korištenja prikladnih procedura za uklanjanje leda i zaštite od zaleđivanja tijekom priprema na tlu.
- (2) Za certificiranje zrakoplova u letu tijekom uvjeta zaleđivanja, zahtjeva se da zrakoplov zadovoljava određene kvalitete performansi i upravljanja tijekom operacija u uvjetima zaleđivanja. Dodatni uvjeti zaleđivanja koji se trebaju razmatrati su uvjeti zaleđivanja s velikim pothlađenim kapljicama.
- (3) Zbog mogućnosti susreta s velikim pothlađenim kapljicama u uvjetima zaleđivanja, moraju se ispuniti sigurnosni zahtjevi za takve uvjete iako zrakoplov nije certificiran za iste. *CS.25.21(g)* zahtjeva da se ispunjavanju uvjeti za brzinu gubitka uzgona, produžavanja i slijetanja pri takvim meteorološkim uvjetima te da zrakoplov pokazuje adekvatnu sposobnost sigurnog izlaska iz takvih uvjeta.
- (4) Zbog mogućnosti susreta s velikim pothlađenim kapljicama u uvjetima zaleđivanja, mora postojati način indikacije ulaska zrakoplova u uvjete zaleđivanja van onih za koje je certificiran. Zrakoplov mora posjedovati procedure koje će omogućiti siguran izlaz iz takvih uvjeta.
- (5) Zrakoplov se može certificirati za pojedine faze leta u uvjetima zaleđivanja s pothlađenim kapljicama. U te faze leta spadaju polijetanje, krstarenje, krug čekanja, prilaz i slijetanje.

- (6) Let u uvjetima zaleđivanja obuhvaća i fazu nakon izlaska iz uvjeta zaleđivanja ukoliko postoje nakupine leda na zrakoplovu.
- (7) Nije potrebno uzimati u obzir zaleđivanje propelera i komponenti neispravnog motora za određivanje kvalitete upravljanja, također ne treba uzimati u obzir masu akumuliranog leda na zrakoplovu.
- (8) Zbog mogućnosti uzrokovanja separacije struje zraka na krilcima u uvjetima zaleđivanja, potrebno je uzeti u obzir sposobnost zrakoplova tijekom manevra pri brzini upozorenja gubitka uzgona.

2.4. CS-25 standardi performansi za uvjete zaleđivanja

Zrakoplovi CS-25 moraju zadovoljavati standarde performansi za određene faze leta u uvjetima zaleđivanja.

2.4.1. Polijetanje

Brzine polijetanja (CS.25.107.), udaljenost za akceleraciju i zaustavljanje (CS 25.109.), putanja polijetanja (CS 25.111.), duljina polijetanja i duljina zatrčavanja (CS 25.113.), i neto putanja polijetanja (CS 25.115), moraju biti određene za odabране konfiguracije polijetanja za svaku masu, nadmorsku visinu i ambijentalnu temperaturu unutar operativnih limita u uvjetima zaleđivanja ukoliko, s najkritičnijom akumulacijom "take-off" leda:

- i. Brzina gubitka uzgona pri maksimalnoj masi polijetanja prekoračuje brzinu gubitka uzgona u uvjetima bez zaleđivanja za više od 3 kt CAS ili 3% V_{SR} : ili
- ii. Degradacija gradijenta penjanja je veća od pola degradacije aktualnog neto gradijenta putanje polijetanja.

Za određivanje brzina polijetanja (CS.25.107) V_1 , V_R i V_2 za let u uvjetima zaledivanja mogu se koristiti brzine V_{MCG} , V_{MC} , V_{MU} određene za uvjete bez zaledivanja. [2]

2.4.2. Putanja polijetanja

Za određivanje putanje polijetanja za let u uvjetima zaledivanja, zračni se dio polijetanja mora bazirati na otporu zrakoplova [2]:

- i. Pri najkritičnijoj akumulaciji "Take-off" leda od visine 11 m (35 ft) iznad površine polijetanja do točke na kojoj je zrakoplov 122 m (400 ft) iznad površine polijetanja;
- ii. Pri najkritičnijoj akumulaciji "Final take-off" leda od točke na kojoj visina zrakoplova iznosi 122 m (400 ft) iznad površine polijetanja te sve do kraja putanje polijetanja.

2.4.3. Produžavanje: Svi motori ispravni

U konfiguraciji za slijetanje, gradijent penjanja ne smije biti manji od 3.2% s motorima na snazi ili potisku koji je ostvaren osam sekundi nakon pomicanja ručice kontrole potiska od pozicije praznog hoda do pozicije TO/GA¹: U uvjetima zaledivanja pri najkritičnijoj akumulaciji "Landing" leda i brzinom penjanja V_{REF} (CS 25.125.). [2]

¹ "Take-off / Go Around" – Pozicija ručice potiska za ostvarivanje potiska za polijetanje i produžavanje

2.4.4. Penjanje: Jedan motor neispravan

(a) *Konfiguracija u polijetanju s izvučenim stajnim trapom*

Zrakoplov mora imati pozitivan gradijent penjanja za dvomotorne zrakoplove, ne manji od 0.3% za zrakoplove s tri motora, 0.5% za zrakoplove s četiri motora pri brzini V_{LOF} i neispravnim kritičnim motorom. Nema posebnih zahtjeva za uvjete zaledivanja.

(b) *Konfiguracija u polijetanju s uvučenim stajnim trapom*

Zrakoplov u trenutku potpunog uvlačenja stajnog trapa te van utjecaja tla, mora postići gradijent od 2.4% za dvomotorne zrakoplove, 2.7% za zrakoplove s tri motora i 3.0% za zrakoplove s četiri motora pri brzini V_2 s neispravnim kritičnim motorom. U uvjetima zaledivanja pri najkritičnijoj akumulaciji "take-off" leda, zrakoplov mora zadovoljiti navedene uvjete ukoliko brzina V_s pri maksimalnoj masi polijetanja prekoračuje vrijednost V_s u normalnim uvjetima za više od 3 kt CAS ili 3% V_{SR} , ili ukoliko je degradacija gradijenta penjanja veća od pola stvarne neto degradacije gradijenta u polijetanju.

(c) *Konfiguracija u finalnoj fazi polijetanja*

Zrakoplov u rutnoj konfiguraciji mora postići gradijent ne manji od 1.2% za dvomotorne zrakoplove, 1.5% za zrakoplove s tri motora, 1.7% za zrakoplove s četiri motora pri brzini V_{FTO} i neispravnim kritičnim motorom. U uvjetima zaledivanja pri najkritičnijoj akumulaciji "final take-off" leda, zrakoplov mora zadovoljiti navedene uvjete ukoliko brzina V_s pri maksimalnoj masi polijetanja prekoračuje vrijednost V_s u normalnim uvjetima za više od 3 kt CAS ili 3% V_{SR} , ili ukoliko je degradacija gradijenta penjanja veća od pola stvarne neto degradacije gradijenta u polijetanju.

(d) Konfiguracija za prilaz

Zrakoplov u prilaznoj konfiguraciji mora postići gradijent penjanja ne manji od 2.1% za dvomotorne zrakoplove, 2.4% za zrakoplove s tri motora, 2.7% za zrakoplove s četiri motora, s neispravnim kritičnim motorom pri maksimalnoj masi za slijetanje te uvučenim stajnim trapom i pri brzini ne manjoj od $1.4 V_{SR}$. U uvjetima zaledivanja pri najkritičnijoj akumulaciji "approach" leda, brzina penjanja izabrana za normalne uvjete se može koristiti ukoliko brzina penjanja za uvjete zaledivanja ne prekoračuje vrijednost u normalnim uvjetima za više od 3 kt ili 3%. [2]

2.4.5. Putanja rutne faze

Neto putanja leta zrakoplova s jednim neispravnim motorom mora predstavljati stvarne performanse penjanja umanjene za gradijent penjanja od 1.1% za dvomotorne zrakoplove, 1.4% za zrakoplove s tri motora, 1.6% za zrakoplove s četiri motora, u uvjetima zaledivanja s najkritičnjom akumulacijom "en-route" leda ukoliko $1.18 V_{SR}$ s akumulacijom leda prekoračuje rutnu brzinu za normalne uvjete za više od 3 kt ili 3% V_{SR} , ili ukoliko je degradacija gradijenta penjanja veća od pola stvarne neto degradacije gradijenta. [2]

2.4.6. Slijetanje

Horizontalna udaljenost potrebna za slijetanje i potpuno zaustavljanje od točke 15 m (50 ft) iznad visine površine slijetanja se mora posebno odrediti za uvjete zaledivanja ukoliko V_{REF} u uvjetima zaledivanja prekoračuje vrijednost V_{REF} u normalnim uvjetima za više od 5 kt CAS pri maksimalnoj masi za slijetanje. [2]

3. UVJETI ZALEĐIVANJA

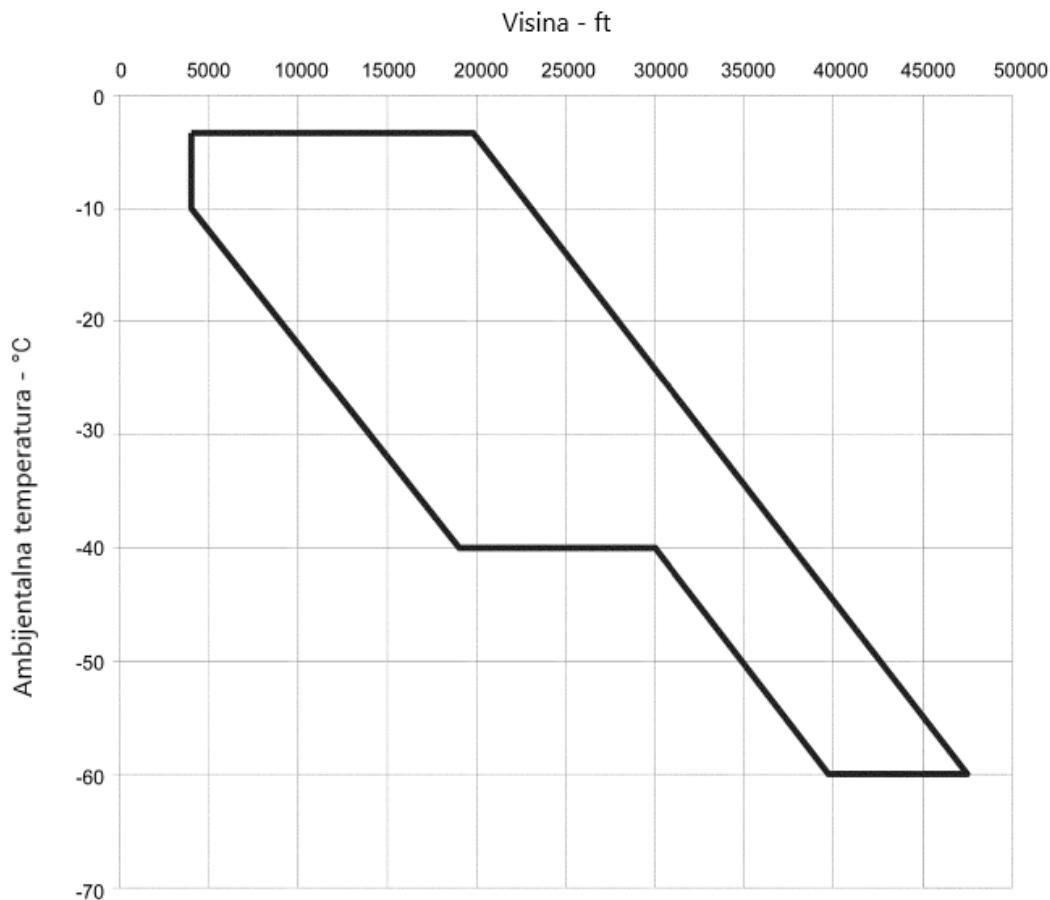
U avijaciji se uvjetima zaleđivanja smatraju atmosferski uvjeti koji mogu uzrokovati formaciju leda na zrakoplovu. Akumulacija leda utječe na aerodinamičke sposobnosti i performanse zrakoplova te je uzročnik popriličnog broja zrakoplovnih incidenata i u najgorem slučaju fatalnih nesreća. Osim poznavanja utjecaja zaleđivanja, važna je također i detekcija takvih uvjeta te opremanje zrakoplova zaštitom protiv zaleđivanja i opremom za odleđivanje.

3.1. Formacija leda

Da bi došlo do akumulacije leda na konstrukciji zrakoplova "vidljiva vlažnost" mora biti u tekućem stanju. Ukoliko je vlaga u zraku prehladna te dolazi do pojave ledenih kristala, kao što je primjer u visokim oblacima i suhom snijegu, led će se samo odbijati od površine zrakoplova bez akumulacije stoga se može zaključiti da formacija leda na površinama zrakoplova ima temperaturni raspon vanjske temperature zraka. Temperature u rasponu od $+5^{\circ}\text{C}$ do -15°C su najpovoljnije za nastanak leda na zrakoplovu. Na temperaturama ispod -15°C , vlaga je u nekim slučajevima već potpuno kristalizirana te dalnjim smanjenjem temperature se smanjuje i povoljnost uvjeta za nastanak leda. Mogućnost nastanka leda pri temperaturama višim od 0°C postoji kad zrakoplov leti kroz hladan zrak, te na taj način ohladi svoje površine na negativne temperature, i onda uđe u vlažan zrak koji stvara led na površinama zrakoplova.

Uzimajući u obzir standardni temperaturni gradijent smanjenja temperature za 2°C na svakih 1000 ft promjene visine, zaključuje se da je najopasnije područje za let 2500 ft ispod razine nulte izoterme pa sve do visine 7500 ft iznad. Iznimka ranije navedenim tvrdnjama su kumulus oblaci. Oni zbog naglog vertikalnog uzdizanja, u uvjetima nestabilne atmosfere, velikom brzinom uzdižu kapljice vode ne dajući im dovoljno

vremena da se zalede te tako ostanu u tekućem stanju i pri temperaturama nižim od 40°C . Takve kapljice se nazivaju pothlađene kapljice i predstavljaju najveću opasnost.



Slika 1. Envelopa konvektivnih oblaka, [3]

Unutar envelope na slici 1. određena je količina udjela vode bazirana na adijabatskoj promjeni temperature definiranom konvektivnim uzdizanjem zraka relativne vlažnosti 90% od visine razine mora do velikih visina. Uočljivo je da postoje nekristalizirane čestice vode koje mogu uzrokovati nastajanje leda pri jako velikim visinama zbog utjecaja oblaka vertikalnog razvoja. [3]

3.2. Vrste leda

Uvjeti zaleđivanja postoje kada zrak sadrži pothlađene kapljice vode. Veličina pothlađenih kapljica vode ima veliki utjecaj na akumulaciju leda, a temperatura zraka na vrstu strukturalnog leda. Do zaleđivanja zrakoplova ne može doći u čistom zraku nego samo u vidljivoj vlažnosti poput oblaka, magle, rosulje i u nekim slučajevima snijega. Zaleđivanje dovodi do gubitka snage, uzgona i potiska te povećanja otpora i mase zrakoplova. Vrste leda se dijele na tri glavne kategorije: prozirni led, neprozirni led (inje) i miješani led.

3.2.1. Prozirni led

Vrsta leda koji nastaje formiranjem velikih kapljica vode, primarno se pronađa u formacijama kumulus oblaka. U trenutku doticaja ovih velikih vodenih kapljica s površinom zrakoplova nema trenutnog zaleđivanja nego se širi preko površine u smjeru zračne struje te se zaleđuje tijekom širenja. Ukoliko je proces kristalizacije spor veća površina će biti pod utjecajem leda. Prozirni led može limitirati otklone pomičnih kontrolnih površina ili zalediti stajni trap u jednom od položaja. Teško se uklanja s površine zrakoplova čak i u toplom zraku. Zbog velikog udjela vlažnosti u kumulusima, brzina nastanka leda, tijekom leta kroz oblak, je jako visoka. Ovaj tip zaleđivanja se očekuje u kumuliformnim oblacima na hladnim frontama, blizu oluja i bilo kakvih konvekcija. Nužan je izlazak iz navedenih uvjeta zaleđivanja jer predstavljaju veliku opasnost, pogotovo za manje zrakoplove generalne avijacije. [4]

3.2.2. Neprozirni led (Inje)

Inje je vrsta granuliranog, neprozirnog i grubog leda koji nastaje zbog doticaja malih kapljica vode s površinom zrakoplova. Ovaj tip leda se najčešće pronalazi u stratiformnim oblacima jer oni imaju jako malo vertikalnog strujanja te zbog toga ne mogu podržati velike kapljice vode. Tijekom zaledjivanja male kapljice vode stvaraju kristalnu strukturu na površinama zrakoplova. Stratiformni obaci imaju manje vlage nego kumuliformni te zbog toga imaju manji brzinu akumulacije leda i lako se skida s površina pri prvim doticajem s čistim zrakom. To se najčešće ostvaruje sublimacijom pri brzinama krstarenja iako su temperature ispod nule. Ovaj tip leda ima manju masu nego prozirni led jer su mjeđući zraka zarobljeni unutar sloja leda, upravo zbog toga gubi prozirnost i lako je lomljiv. Inje se najčešće susreće prolaskom kroz maglu i sumaglicu i prolaskom kroz topu frontu. Lako je brzina akumulacije leda manja, potrebno je izbjegavati takva područje te ulaskom u ista tražiti najbrži izlaz van jer bilo kakav led ima loš utjecaj na performanse zrakoplova i sigurnost. [4]

3.2.3. Miješani led

Miješani led je kombinacija prozirnog i neprozirnog leda. Najčešće se pronalazi u sporim hladnim frontama ili brzim toplim frontama. Poprima srednje karakteristike dvaju tipova i potrebno ga je izbjegavati jer ima negativan utjecaj na performanse zrakoplova i sigurnost. [4]

3.3. Ledena kiša

Ledena kiša je fenomen koji nastaje na granicama fronti kad se s jedne strane fronte nalazi temperatura malo iznad 0°C, a s druge strane fronte temperatura malo ispod 0°C. Najčešće se pronađa kod tople fronte, ali postoji mogućnost nastanka i kod hladne fronte.

Ledena kiša kreće kao kapljice vode koje se kondenziraju i padaju iz toplog sektora tople fronte. Prolaskom kapljica kroz hladan zrak dolazi do hlađenja te u doticaju s površinom zrakoplova se razbijaju, šire i formiraju kao prozirni led. Brzina akumulacije leda je ekstremno velika i predstavlja veliki sigurnosni problem.

Ledena kiša nastaje samo ako kapljice prođu mali put u hladnom sektoru prije doticaja s površinom zrakoplova, ta udaljenost iznosi par stotina stopa. Ukoliko kapljice prođu veliki put, one se zaleđuju i pretvaraju u ledene kuglice. Ledene kuglice su indikacija postojanja ledene kiše na većoj visini. [4]

3.4. Mraz

Mraz nastaje kad je površina zrakoplova izložena hladnim i čistim vremenskim uvjetima pri maloj temperaturnoj razlici temperature zraka i točke rosišta. Mraz ima isti utjecaj na performanse i aerodinamičke sposobnosti zrakoplova kao i led, stoga ga je vrlo važno ukloniti prije započinjanja zračnih operacija. Mraz se uklanja operativnim procedurama za odleđivanje i protiv zaleđivanja. Veliku pažnju treba obratiti na pokretljivost kontrolnih površina nakon izvršenja procedura da se utvrdi funkcionalnost te da se ne ugrozi sigurnost letenja. [4]

4. DEGRADACIJA PERFORMANSI U UVJETIMA ZALEĐIVANJA

Let u uvjetima zaledivanja može dovesti do akumulacije leda na krilima, trupu, repu, pogonskim uređajima, stajnom trapu i senzorskim uređajima na zrakoplovu. Akumulacija leda na senzorskim uređajima može dovesti do krivih očitanja vrijednosti i na taj način poremetiti kalkulacije u računalu zrakoplova te u najgorim slučajevima dovesti do potpunog gubitka vanjskih informacija. Iako senzorski uređaji imaju veliki utjecaj na izračunavanje performansi zrakoplova i njihove greške mogu promijeniti postavke performansi, oni ne utječu direktno na performanse zrakoplova. Stoga, degradaciju performansi možemo podjeliti na degradaciju aerodinamičkih performansi i degradaciju performansi pogonskih sustava.

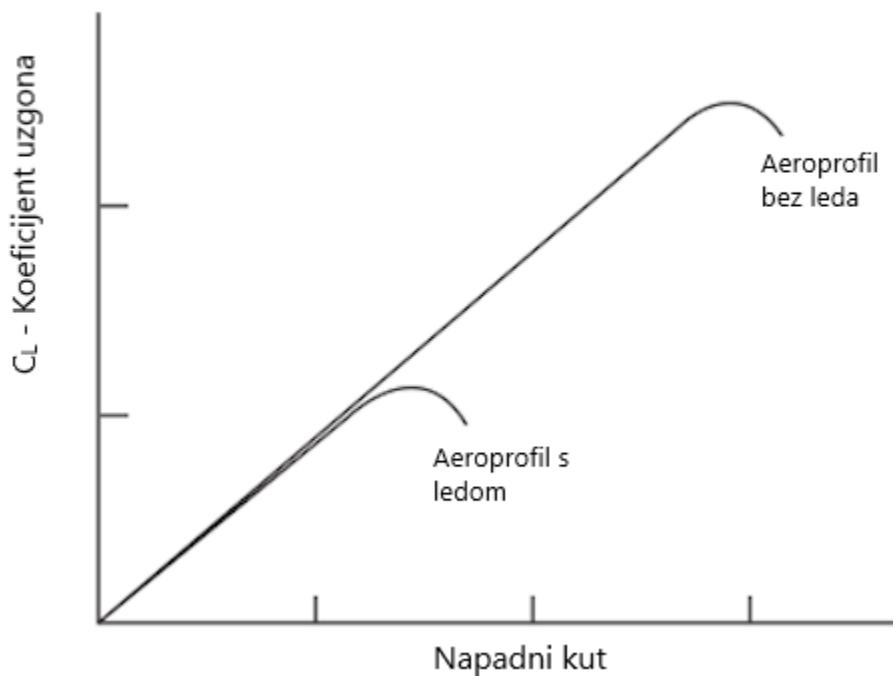
4.1. Degradacija aerodinamičkih performansi

Akumulacija leda na površinama zrakoplova modificira strujanje zraka preko površina aeroprofila što dovodi do smanjenja uzgona, povećanja otpora i pomaka centra potiska. Pomak centra potiska utječe na longitudinalnu stabilnost zrakoplova i potrebe trimanja oko lateralne osi. Smanjenje uzgona generiranog na horizontalnom stabilizatoru također utječe na longitudinalnu stabilnost. Promjena strujanja zraka oko aeroprofila dovodi do promjene distribucije tlaka, što može uzrokovati nejednoliko djelovanje uzgona na krilima i smanjiti utjecaj kontrolnih površina.

Aerodinamički efekti leda na aeroprofil su funkcija lokacije leda s obzirom na distribuciju tlaka na aeroprofilu, omjer visine oblika leda i tetine duljine krila (omjer k/C), i geometriju oblika leda. Čak i male količine leda koje uzrokuju grubu površinu aeroprofila uzrokuju značajne aerodinamičke efekte. U svim slučajevima, efekti najviše ovise o napadnom kutu aeroprofila. Akumulacija leda dovodi do smanjenja maksimalnog napadnog kuta i povećanja brzine gubitka uzgona što također uzrokuje potrebu za većim

prilaznim brzinama kao što je prikazano na slici 2. Promjene brzine polijetanja i slijetanja imaju direktni utjecaj na potrebnu duljinu zatrčavanja i zaustavljanja. Ukoliko se povećanjem potrebne duljine prekoračuje raspoloživa duljina, zrakoplov više neće zadovoljavati uvjete za tu uzletno-sletnu stazu.

Akumulacija leda na horizontalnom stabilizatoru može uzrokovati gubitak uzgona na horizontalnom stabilizatoru. Uloga horizontalnog stabilizatora je stvaranje sile prema dolje, suprotno od smjera uzgona. To se ostvaruje negativno zakrivljenim aeroprofilom. Gubitak uzgona na stabilizatoru bi značio gubitak stabilnosti zrakoplova jer bi se gubitkom utjecaja stabilizatora stvorio veliki moment nosa prema dolje. Moment nosa prema dolje bi pridonio gubitku uzgona jer bi se negativni napadni kut nastavio povećavati. [5]



Slika 2. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu, izvor: [5]

4.2. Degradacija performansi pogonskih sustava

Tijekom leta u uvjetima zaleđivanja može doći do zaleđivanja pogonskog sustava zrakoplova, točnije uvodnika motora. Zaleđivanje se najviše događa na napadnim rubovima uvodnika te svojom akumulacijom, led smanjuje performanse motora. Performanse se smanjuju jer se smanjuje dotok zraka kroz uvodnik i također može doći do usisavanja komadića leda koji se parcijalno tope i smanjuju učinak motora.

Usisavanje leda ne mora biti isključivo iz nakupina leda na uvodniku nego se može uzrokovati letom kroz visoke oblake koji sadrže ledene kristale. Ovaj tip degradacije se zove efekt ledenih kristala. Usisavanje takvih kristala ne aktivira konvencionalne detektore leda. Usisavanje ovog tipa leda dovodi do smanjenja potiska zbog direktnih i indirektnih efekata prolaska leda te može dovesti do oštećenja motora. Naznaka efekta ledenih kristala je postepeno gubljenje broja okretaja motora i simultani rast temperature ispušnih plinova.

Zaleđivanje na motoru, smanjenjem dotoka zraka i na taj način smanjenjem potiska, povećava potrebnu duljinu zatrčavanja i smanjuje gradijent penjanja. Ukoliko povećanje potrebne duljine zatrčavanja prelazi vrijednost raspoložive duljine te ukoliko smanjenje gradijenta penjanja prelazi ispod vrijednosti minimalnog zahtijevanog gradijenta penjanja za aerodrom, avion neće moći zadovoljiti sigurnosne uvjete tog aerodroma.

Gubitak snage motora tijekom leta uzorkovan zaleđivanjem može smanjiti dolet zrakoplova te povećati potrošnju ukoliko postoji potreba za održavanjem profila leta većom postavkom snage.

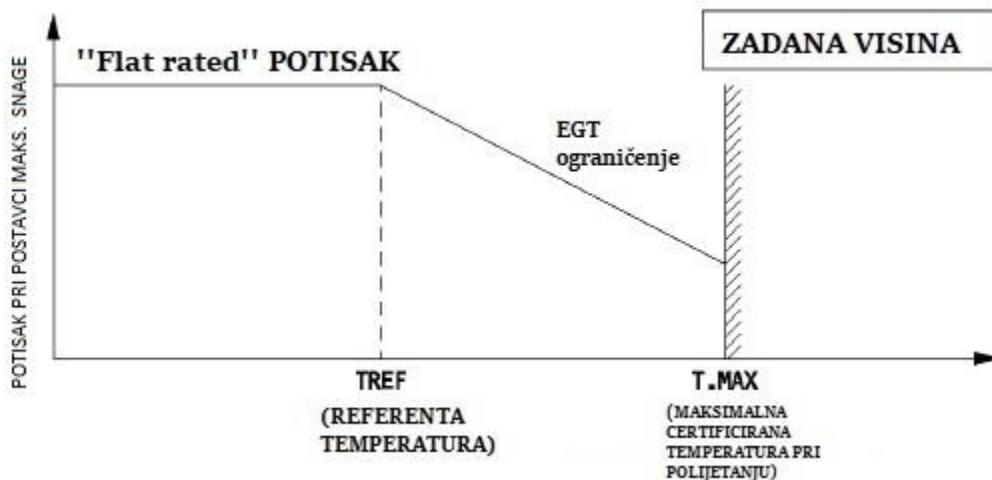
Osim uvjeta zaleđivanja, sustavi protiv zaleđivanja i sustavi za odleđivanje također za svoje potrebe koriste dio raspoložive snage motora. To se ostvaruje na način da se topli zrak odvede s kompresora ili grijaćima na električnu energiju. Korištenje navedenih sustava smanjuje performanse zrakoplova, ali u puno manjoj mjeri nego zaleđivanje te je krucijalno za efikasnu provedbu leta i njegovu sigurnost. [6]

5. IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA A320 U UVJETIMA ZALEĐIVANJA

5.1. Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi polijetanja

Optimizacija polijetanja se izračunava za zadalu uzletno-sletnu stazu i njene prepreke te za zadane uvjete temperature, vjetra, QNH tlaka i postavke zakrilaca. Izračun donosi maksimalnu dopuštenu masu pri polijetanju ili maksimalnu temperaturu polijetanja pri trenutnoj masi.

Potisak proizveden u motorima prikazan je na slici 3.



Slika 3. Proizvedeni potisak s obzirom na temperaturu, [7]

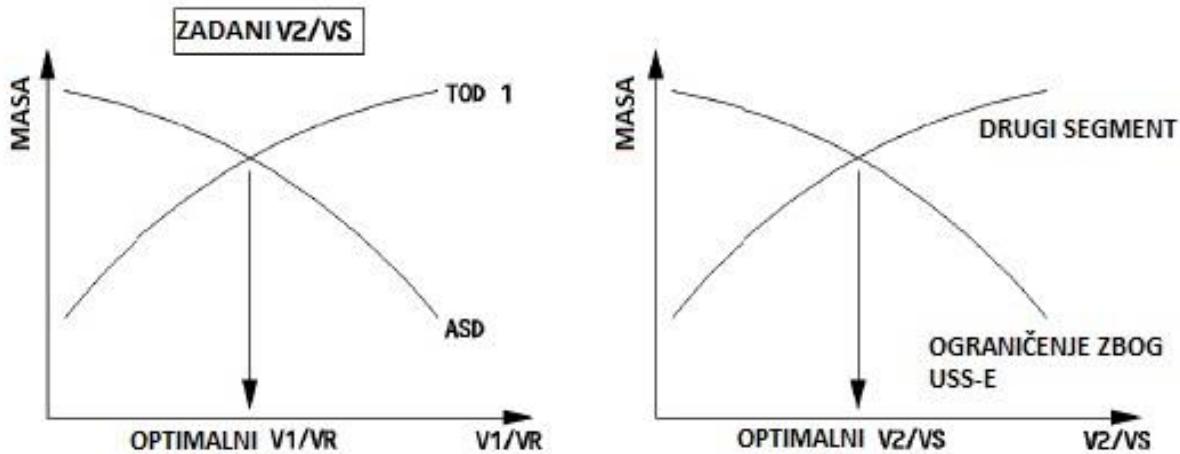
Optimacijski proces izračunava brzinu koja omogućuje maksimalnu masu pri polijetanju. Da bi se to ostvarilo, u obzir se uzimaju različita ograničenja pri polijetanju kao što su TOD^2 , ASD^3 , TDR^4 , drugi segment i ostalo.

² TOD – Take-off distance – Duljina polijetanja

³ ASD – Accelerate-stop distance – Duljina potrebna za ubrzanje do V1 i zaustavljanje

⁴ TDR – Take-off distance required – Potrebna duljina za polijetanje

Proces optimizacije prikazan je na slici 4.



Slika 4. Optimalni omjeri V_1/VR i V_2/VS , [7]

Performanse dvomotornog zrakoplova su generalno ograničene slučajem otkaza motora. Optimalni V_2/VS i optimalni V_1/VR su jedinstveni.

Tablice i grafovi polijetanja su izračunati za specifičnu verziju zrakoplova. Tablice i grafovi su napravljeni za dvije konfiguracije i četiri vrijednosti vjetra za svaku pojedinu konfiguraciju. Na taj način se omogućava biranje konfiguracije koja omogućava ili maksimalnu dopuštenu masu pri polijetanju ili maksimalnu fleksibilnu temperaturu za danu masu.

Ako različite konfiguracije ostvaruju ekvivalentne performanse, odabire se konfiguracija koja omogućava manju brzinu polijetanja.

Tablice brzih referenci (engl. *Quick reference tables*) se koriste da bi se posadi zrakoplova omogućilo brzo izračunavanje performansi polijetanja na aerodromima koji ih nemaju objavljene.

Sve tablice i grafovi također omogućuju izračun pri zadanim uvjetima (korištenje klimatizacije, sustava protiv zaleđivanja i slično). Ako su stvarni uvjeti polijetanja drugačiji onda se moraju primijeniti ispravke. Ispravke su tablično prikazane na slici 5.

ISPRAVKE TEMPERATURE UKOLIKO SE IZVODI "FLEX" POLIJETANJE		ISPRAVKE MASE UKOLIKO SE IZVODI POLIJETANJE S MAKSIMALNIM POTISKOM
Nema korekcije	QNH iznad 1013 hPa	Nema korekcije
Oduzeti 1°C / 3 hPa	QNH ispod 1013 hPa	Oduzeti 110 kg / hPa
Oduzeti 5°C	Sustav protiv zaleđivanja u motorima*	Nema korekcije
Oduzeti 8°C	Potpuni sustav protiv zaleđivanja*	Oduzeti 2000 kg
Oduzeti 3°C	Upaljena klimatizacija	Oduzeti 1900 kg

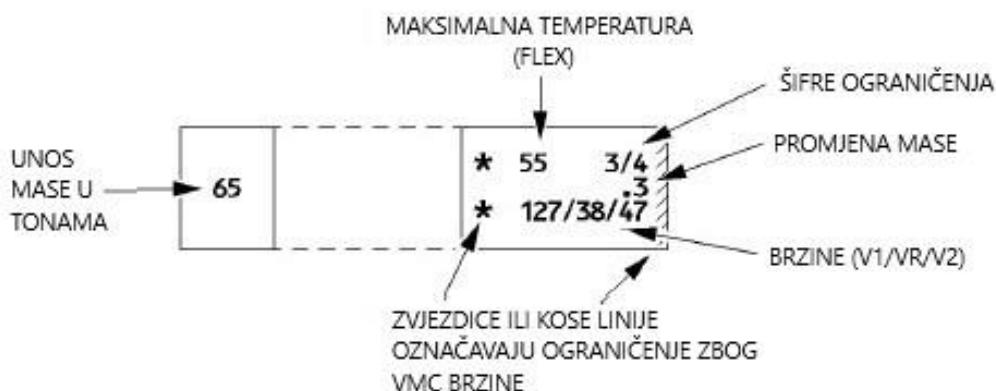
Slika 5. Tablica ispravaka za polijetanje, [7]

U tablici na slici 5. se pronalaze ispravke temperature i mase pri polijetanju. Uvjeti za ispravke su vrijednost QNH tlaka iznad standardnog, vrijednost QNH tlaka ispod standardnog, uključeni sustavi protiv zaleđivanja u motorima, uključeni svi sustavi protiv zaleđivanja i uključena klimatizacija zrakoplova.

5.1.1. Izračun performansi polijetanja metodom unosa mase i metodom unosa temperature

Korištenjem tablica za izračun performansi zrakoplova u polijetanju metodom unosa mase ili metodom unosa temperature i korištenjem ispravaka za uvjete zaledivanja, dobivaju se performanse zrakoplova u uvjetima zaledivanja.

Iščitavanje vrijednosti iz tablica unosa mase grafički je prikazano na slici 6.



Slika 6. Iščitavanje vrijednosti iz tablica polijetanja metodom unosa mase, [7]

Iščitavanje vrijednosti iz tablica unosa temperature grafički je prikazano na slici 7.



Slika 7. Iščitavanje vrijednosti iz tablica polijetanja metodom unosa temperature, [7]

A320XXX		ENGINES		AIRPORT NAME				15L	VERSION	DATE
QNH	1013.25 HPA	Elevation	489 FT	TOGA	3000 M				AXXXXXX **V20	
Air cond.	AC OFF	Ipa temp	14 C	TODA	3100 M					
Anti-icing	AI OFF	rwy slope	.08 %	ASDA	3000 M			4 obstacles		
All reversers operating										
No reversers on dry runway									DRY	
WEIGHT 1000 KG		CONF 1+F				CONF 2				
		TAILWIND -10 KT	TAILWIND -5 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT	TAILWIND -10 KT	TAILWIND -5 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT	
80	-18 4/6 0.0 155/56/58	9 4/6 0.0 154/57/59	37 4/6 0.0 153/55/57	45 4/6 0.6 155/56/58	-15 4/6 0.0 153/53/58	12 4/6 0.0 151/52/57	40 4/6 0.1 150/51/56	46 3/4 0.3 152/53/58		
76	44 4/6 0.1 141/49/51	48 4/6 0.2 148/50/52	51 3/4 0.4 153/53/55	52 2/4 0.3 152/52/53	44 4/6 0.3 140/45/49	48 4/6 0.4 146/47/51	51 3/4 0.4 150/50/54	52 2/4 0.4 150/50/55		
72	53 4/6 0.3 145/46/48	56 3/4 0.2 148/48/50	59 3/4 0.0 152/52/53	60 3/4 0.4 154/54/55	53 3/4 0.4 142/43/47	56 3/4 0.2 146/46/50	58 3/4 0.5 149/49/53	60 3/4 0.3 151/51/55		
68	61 3/4 0.3 144/44/45	63 3/4 0.5 148/48/49	65 3/4 0.6 151/51/52	67 3/4 0.3 153/53/54	61 3/4 0.3 142/42/45	63 3/4 0.5 145/45/48	65 3/4 0.4 148/48/52	66 4/4 0.6 149/49/53		
64	68 3/4 0.5 143/43/44	69 3/4 1.1 147/47/48	69 3/4 2.2 151/51/52	69 3/4 3.0 153/53/54	68 3/4 0.6 141/41/44	69 3/4 1.0 144/44/47	69 4/4 2.0 147/47/50	69 4/4 2.7 147/47/50		
60	69 3/4 4.0 143/43/44	* 69 7/9 * 0.0 * 114/32/33	* 69 7/9 * 0.0 * 114/32/33	* 69 7/9 * 0.0 * 114/32/33	69 3/4 4.0 141/41/44	* 69 7/9 * 0.0 * 112/26/29	* 69 7/9 * 0.0 * 112/26/29	* 69 7/9 * 0.0 * 112/26/29		
56	* 69 7/9 * 0.0 * 114/27/29	* 69 7/9 * 0.0 * 114/27/29	DO NOT USE FOR OPERATIONAL PURPOSE					* 69 7/9 * 0.0 * 112/21/24	* 69 7/9 * 0.0 * 112/21/24	
52	* 69 7/9 * 0.0 * 114/22/24	* 69 7/9 * 0.0 * 114/22/24						* 69 7/7 * 0.0 * 112/19/22	* 69 7/7 * 0.0 * 112/19/22	
48	* 69 7/7 * 0.0 * 115/20/22	* 69 7/7 * 0.0 * 115/20/22	* 69 7/7 * 0.0 * 115/20/22	* 69 7/7 * 0.0 * 115/20/22	* 69 7/7 * 0.0 * 113/18/22	* 69 7/7 * 0.0 * 113/18/22	* 69 7/7 * 0.0 * 113/18/22	* 69 7/7 * 0.0 * 113/18/22		
	GRAD1/GRAD2 (KG/C)									
	50/****	50/****	60/****	60/ 460	50/****	50/****	60/****	50/ 470		
INFLUENCE OF RUNWAY CONDITION										
WET	-1.4/-3 -11/-1/-1 (+69)-1.4/-3 -11/ 0/ 0	-1.1/-3 -10/-1/-1 (+69)-1.1/-3 -10/ 0/ 0	-0.7/-2 -9/-2/-2 (+69)-0.7/-2 -9/ 0/ 0	-0.7/-2 -8/-2/-2 (+69)-0.7/-2 -8/ 0/ 0	-1.3/-3 -10/ 0/ 0 (+69)-1.3/-3 -10/ 0/ 0	-1.3/-3 -9/-4/-4 (+69)-1.3/-3 -9/ 0/ 0	-0.4/-1 -7/-2/-2 (+69)-0.4/-1 -7/ 0/ 0	-0.2/-1 -5/ 0/ 0 (+69)-0.2/-1 -5/ 0/ 0		
D QNH HPA	INFLUENCE OF DELTA PRESSURE									
-10.0	-0.8/-2 0/ 0/-1 (+61)-0.8/-2 0/ 0/ 0	-1.2/-3 0/ 0/-1 (+61)-1.2/-3 0/ 0/ 0	-0.7/-2 -1/-1/-1 (+61)-0.7/-2 -1/ 0/ 0	-0.7/-2 -1/-1/-1 (+61)-0.7/-2 -1/ 0/ 0	-0.7/-2 -10/ 0/ 0 (+61)-0.7/-2 -10/ 0/ 0	-0.7/-2 -9/-4/-4 (+61)-0.7/-2 -9/ 0/ 0	-0.7/-2 0/ 0/-1 (+61)-0.7/-2 0/ 0/ 0	-0.7/-2 0/ 0/-1 (+61)-0.7/-2 0/ 0/ 0		
+10.0	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69)+0.2/ 0 0/ 0/ 0	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69)+0.2/ 0 0/ 0/ 0	0.0/ 0 0/ 0/ 0 (+69)0.0/ 0 0/ 0/ 0	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69)+0.2/ 0 0/ 0/ 0	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69)+0.2/ 0 0/ 0/ 0	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69)+0.2/ 0 0/ 0/ 0	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69)+0.2/ 0 0/ 0/ 0	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69)+0.2/ 0 0/ 0/ 0		
LABEL FOR INFLUENCE DVW (1000 KG) DTFLX DV1-DVR-DV2 (KT) (TVMC DAT C) DVW (1000 KG) DTFLX DV1-DVR-DV2 (KT)	DAT C DW CODES V1/min/VRN2 (kt) LIMITATION CODES	* VMC *LIMITATION	Tref (OAT) = 44 C Tmax (OAT) = 54 C				Min acc height 515 FT Max acc height 1934 FT	Min QNH alt 1004 FT Max QNH alt 2423 FT		
							Min V1/VR/V2 = 115/20/22	CHECK VMU LIMITATION		
							Correct. V1/VR/V2 = 1.0 KT/1000 KG			

Slika 8. Primjer tablice polijetanja za metodu unosa mase, [7]

Prema tablici na slici 8. u normalnim uvjetima, pri masi od 76 t i konfiguraciji 1+F bez vjetra, maksimalna temperatura zraka za fleksibilno polijetanje iznosi 51°C, a brzine iznose 153/153/155 kt.

U uvjetima zaledivanja uz korištenje potpunih sustava protiv zaledivanja potrebno je, prema tablici ispravaka sa slike 5., oduzeti 2000 kg od mase polijetanja te ulaskom u tablicu na slici 8. napraviti interpolaciju za dobivanje novih vrijednosti.

U tablicu se ulazi novom masom od 74 t te se interpolacijom vrijednosti, za istu konfiguraciju, dobiva maksimalna temperatura zraka u iznosu od 55°C i profil brzina 152.5/152.5/154 kt.

Postupak je označen crvenom bojom, rješenje u normalnim uvjetima plavom bojom.

A320XXX		ENGINES		AIRPORT NAME					VERSION	DATE	
QNH	1013.25 HPA	Elevation	489 FT	TOGA	3000 M		15L		AXXXXXX	**V20	
Air cond.	AC OFF	Ias temp	14 C	TODA	3000 M						
Anti-icing	AI OFF	rwy slope	.08 %	ASDA	3000 M	M4 obstacles					
All reversers operating											
No reversers on dry runway							DRY				
OAT		CONF 1+F				CONF 2					
C		TAILWIND -10 KT	TAILWIND -5 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT	HEADWIND 20 KT	TAILWIND -10 KT	TAILWIND -5 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT	HEADWIND 20 KT
-20		80.2 4/6	82.0 4/6	83.6 3/4	84.8 3/4	85.8 3/4	80.4 4/6	81.9 3/4	83.4 3/4	84.4 3/4	85.2 2/4
		156/56/58	162/62/64	167/7/69	170/70/72	173/73/75	154/54/59	159/59/64	164/64/69	167/67/72	169/69/74
-10		78.5 4/6	81.3 4/6	83.1 4/6	84.3 3/4	85.3 3/4	79.7 4/6	81.4 4/6	82.9 3/4	84.0 3/4	84.9 3/4
		153/56/58	159/59/62	164/64/66	167/67/69	171/71/72	151/52/57	156/56/62	161/61/66	164/64/69	167/67/72
0		78.8 4/6	80.6 4/6	82.5 4/6	83.7 3/4	84.7 3/4	79.0 4/6	80.8 4/6	82.4 3/4	83.5 3/4	84.5 3/4
		151/54/57	156/57/59	162/62/64	165/65/67	168/68/70	148/51/56	154/54/60	159/59/64	162/62/67	165/65/70
10		78.2 4/6	80.0 4/6	81.8 4/6	83.1 4/6	84.2 3/4	78.4 4/6	80.2 4/6	81.9 3/4	83.0 3/4	83.9 3/4
		148/53/55	154/57/59	159/60/62	163/63/65	166/66/67	147/50/54	152/52/58	156/56/62	159/59/65	162/63/68
20		77.6 4/6	79.3 4/6	81.1 4/6	82.5 4/6	83.6 4/6	77.7 4/6	79.5 4/6	81.3 4/6	82.4 3/4	83.4 3/4
		146/51/53	151/55/57	157/57/60	160/60/62	163/63/65	145/48/52	150/51/56	154/54/60	157/57/63	160/61/66
30		76.9 4/6	78.7 4/6	80.5 4/6	81.8 4/6	83.0 4/6	77.1 4/6	78.9 4/6	80.7 4/6	81.9 3/4	82.9 3/4
		144/50/52	149/54/56	154/57/60	158/58/60	161/61/63	143/46/50	148/50/55	153/53/58	155/56/61	158/59/64
32		76.8 4/6	78.6 4/6	80.4 4/6	81.7 4/6	82.9 4/6	77.0 4/6	78.7 4/6	80.6 4/6	81.8 4/6	82.8 3/4
		144/50/52	149/53/55	154/56/58	157/58/60	161/61/63	142/45/50	147/50/55	152/53/58	155/55/60	157/59/64
34		76.7 4/6	78.4 4/6	80.2 4/6	81.5 4/6	82.8 4/6	76.9 4/6	78.6 4/6	80.5 4/6	81.7 4/6	82.7 3/4
		143/50/52	148/53/55	154/56/58	157/57/60	160/60/62	142/45/50	147/50/55	152/52/57	154/55/60	157/58/64
36		76.6 4/6	78.4 4/6	80.1 4/6	81.4 4/6	82.7 4/6	76.8 4/6	78.5 4/6	80.3 4/6	81.6 4/6	82.6 3/4
		143/49/52	148/52/54	153/56/58	156/58/60	160/60/62	141/45/50	146/50/55	151/52/57	154/55/60	157/58/63
38		76.5 4/6	78.3 4/6	80.0 4/6	81.3 4/6	82.6 4/6	76.7 4/6	78.4 4/6	80.2 4/6	81.5 4/6	82.5 3/4
		142/49/52	147/52/54	152/56/58	156/58/60	159/60/62	141/45/50	146/48/53	151/52/57	154/54/59	156/58/63
40		76.4 4/6	78.2 4/6	79.9 4/6	81.2 4/6	82.5 4/6	76.6 4/6	78.3 4/6	80.1 4/6	81.4 4/6	82.4 3/4
		142/49/52	147/52/54	152/56/58	156/58/60	159/59/61	141/45/50	146/48/53	150/51/56	153/54/59	156/57/63
42		76.3 4/6	78.0 4/6							81.3 4/6	82.3 3/4
		142/49/51	147/52/54							153/54/59	156/57/62
44		76.1 4/6	77.9 4/6							81.1 4/6	82.1 3/4
		142/49/51	146/51/53							153/53/58	155/57/62
46		75.5 4/6	77.2 4/6	78.9 4/6	80.2 4/6	80.7 2/4	75.7 4/6	77.3 4/6	79.1 4/6	80.3 3/4	80.7 2/4
		142/48/51	147/51/53	152/55/57	155/56/58	154/56/58	141/45/49	145/47/52	150/50/55	152/53/58	152/55/60
48		74.5 4/6	76.2 4/6	77.9 4/6	79.1 4/6	79.3 2/4	74.7 4/6	76.4 4/6	78.0 3/4	79.1 3/4	79.5 4/6
		143/48/50	148/50/52	153/53/55	155/56/57	153/55/57	141/44/48	146/47/51	150/50/55	152/53/57	155/58/63
50		73.6 4/6	75.3 4/6	76.9 4/6	77.9 4/6	77.9 2/4	73.8 4/6	75.4 4/6	76.9 3/4	78.0 3/4	78.0 2/4
		143/47/49	148/49/51	153/53/55	154/54/56	151/54/55	142/42/46	146/47/51	150/50/54	152/52/57	149/52/57
52		72.7 4/6	74.4 4/6	75.8 3/4	76.3 2/4	76.3 2/4	72.9 4/6	74.3 3/4	75.8 3/4	76.4 2/4	76.4 2/4
		144/46/48	149/48/51	153/53/54	152/52/53	147/52/53	142/44/48	146/46/50	150/50/54	150/50/55	146/50/55
54		71.8 4/6	73.3 3/4	74.8 3/4	75.0 2/4	75.0 2/4	71.9 3/4	73.3 3/4	74.7 3/4	75.1 2/4	75.1 2/4
		145/46/47	149/48/51	152/52/54	150/50/52	145/50/52	142/43/47	146/46/50	149/49/54	148/48/54	144/48/54
INFLUENCE OF RUNWAY CONDITION											
WET	-2.0/-5	-1.5/-4	-1.2/-3	-1.1/-2	-1.8/-2	-0.9/-4	-1.5/-4	-1.2/-3	-1.2/-2	-1.5/-3	
	-169/-1/-1	-15/-2/-2	-13/-4/-4	-11/-3/-3	-10/-2/-2	-14/-0/-	-13/-0/-	-12/-2/-2	-10/-1/-1	-4/-2/-2	
	(+54)-2.0/-5	(+54)-1.5/-4	(+54)-1.3/-3	(+54)-1.1/-2	(+54)-0.8/-2	(+54)-0.9/-4	(+54)-1.5/-4	(+54)-1.3/-3	(+54)-1.2/-2	(+54)-1.5/-3	
	-16/0/0	-15/0/0	-13/0/0	-11/0/0	-10/0/0	-14/0/0	-13/0/0	-11/0/0	-10/0/0	-4/0/0	
D QNH HPA	INFLUENCE OF DELTA PRESSURE										
-10.0	-0.8/-2	-0.7/-2	-0.7/-2	-1.3/-3	-0.7/-2	-0.7/-2	-1.2/-3	-0.8/-2	-0.8/-2	-0.8/-2	
	0/0	0/0	0/0	-1/0/	0/0	0/0	0/0	-1/-1/-2	-1/0/	-1/-1/-1	
	(+54)-0.8/-2	(+54)-0.7/-2	(+54)-0.7/-2	(+54)-1.3/-3	(+54)-0.7/-2	(+54)-0.7/-2	(+54)-1.2/-3	(+54)-0.8/-2	(+54)-0.8/-2	(+54)-0.8/-2	
	0/0	0/0	0/0	-1/0/	0/0	0/0	0/0	-1/0/	-1/0/	-1/0/	
+10.0	+0.2/0	+0.2/0	0/0/0	+0.2/0	+0.2/0	+0.2/0	+0.2/0	+0.2/0	+0.2/0	+0.2/0	
	0/0	0/0	0/0	0/0	+1/+1/+1	0/0/	0/0/	+1/+1/+1	+1/+1/+1	+1/+1/+1	
	(+54)+0.2/0	(+54)+0.2/0	(+54)0.0/0	(+54)+0.2/0	(+54)+0.2/0	(+54)+0.2/0	(+54)+0.2/0	(+54)+0.2/0	(+54)+0.2/0	(+54)+0.2/0	
	0/0	0/0	0/0	0/0	+1/+1/+1	0/0/	0/0/	+1/+1/+1	+1/+1/+1	+1/+1/+1	
LABEL FOR INFLUENCE	MTOW(1000 KG) codes : * VMIC Tref (OAT) = 44 C Min acc height 464 FT Min QNH alt 953 FT										
DW (1000 KG) DTFLX	Vmin/VR/V2 (kt) *LIMITATION Tmax (OAT) = 54 C Max acc height 1917 FT Max QNH alt 2406 FT										
DVI-DVR-DV2 (KT)	LIMITATION CODES : 1=1st segment 2=2nd segment 3=runway length 4=obstacles										
TVMC QAT C)	5=tire speed 6=brake energy 7=max weight 8=final take-off 9=VMU										
DW (1000 KG) DTFLX	CHECK VMU LIMITATION										
DVI-DVR-DV2 (KT)	Correct VMU LIMITATION										
	Min V1/VR/V2 = 108/114/117										
	CHECK VMU LIMITATION										
	Correct V1/VR/V2 = 1.0 KT/1000 KG										

Slika 9. Primjer tablice polijetanja za metodu unosa temperature, [7]

Prema tablici na slici 9. u normalnim uvjetima, pri vanjskoj temperaturi zraka od -10°C i konfiguraciji 1+F bez vjetra, maksimalna masa pri polijetanju iznosi 83.1 t, a brzine iznose 164/164/166 kt.

U uvjetima zaleđivanja uz korištenje potpunih sustava protiv zaleđivanja potrebno je, prema tablici ispravaka sa slike 5., oduzeti 2000 kg od maksimalne mase polijetanja. U stupcu pod istom konfiguracijom pronaći novu masu koja iznosi 81.1 t te izvući nove vrijednosti brzina koje iznose 157/157/160 kt.

Postupak je označen crvenom bojom, rješenje u standardnim uvjetima plavom bojom te rješenje u uvjetima zaleđivanja i novom masom, zelenom bojom.

5.1.2. Izračun potrebne postavke snage pri polijetanju

Prema tablici na slici 10. za aerodrom koji se nalazi na nadmorskoj visini od 0 ft i pri vanjskoj temperaturi zraka od -10°C , za polijetanje pri maksimalnoj snazi potrebno je postaviti potisak na 82.8% N_1 . N_1 je referenta vrijednost brzine okretaja niskotlačnog vratila. Korištenjem sustava protiv zaleđivanja, ne utječe se na potrebnu postavku vrijednosti u navedenim uvjetima.

CFM56-5B6		N1 CORRECTIONS FOR AIR BLEED				OAT < ISA + 30		OAT ≥ ISA + 30			
TAKE OFF		AIR CONDITIONING ON				-7		-7			
N1 NO AIR BLEED		ENGINE ANTI ICE ON				0.0		-1.4			
MACH=.000		ENGINE ANTI ICE AND WING ANTI ICE ON				0.0		-2.1			
OAT ($^{\circ}\text{C}$)		PRESSURE ALTITUDE (FT)									
		-2000.	-1000.	0.	1000.	2000.	3000.	4000.	5000.		
-54.0		73.7	74.7	75.8	76.7	77.6	78.7	79.3	79.8	80.4	80.8
-50.0		74.4	75.4	76.4	77.4	78.3	79.3	79.9	80.5	81.1	81.5
-46.0		75.0	76.1	77.1	78.0	79.0	80.0	80.6	81.2	81.8	82.2
-42.0		75.7	76.7	77.8	78.7	79.6	80.7	81.3	81.9	82.4	82.9
-38.0		76.3	77.4	78.4	79.4	80.3	81.4	82.0	82.6	83.1	83.6
-34.0		76.9	78.0	79.0	80.0	80.9	82.0	82.6	83.2	83.8	84.2
-30.0		77.5	78.6	79.7	80.6	81.6	82.7	83.3	83.9	84.4	84.9
-26.0		78.1	79.2	80.3	81.3	82.2	83.3	83.9	84.5	85.1	85.6
-22.0		78.8	79.9	80.9	81.9	82.8	84.0	84.6	85.2	85.7	86.2
-18.0		79.4	80.5	81.6	82.5	83.5	84.6	85.2	85.9	86.4	86.9
-14.0		80.0	81.1	82.2	83.2	84.1	85.3	85.9	86.5	87.0	87.5
-10.0		80.6	81.7	82.8	83.8	84.7	85.9	86.5	87.1	87.7	88.2
-6.0		81.2	82.3	83.4	84.4	85.3	86.5	87.1	87.7	88.3	88.8
-2.0		81.7	82.9	84.0	85.0	85.9	87.1	87.7	88.4	88.9	89.4
2.0		82.3	83.5	84.6	85.6	86.6	87.7	88.3	89.0	89.5	90.0
6.0		82.9	84.1	85.2	86.2	87.2	88.3	89.0	89.6	90.1	90.6
10.0		83.5	84.6	85.8	86.8	87.8	88.9	89.6	90.2	90.8	91.3
14.0		84.1	85.2	86.4	87.4	88.4	89.5	90.2	90.8	91.4	91.9
18.0		84.6	85.8	86.9	88.0	88.9	90.1	90.8	91.4	92.0	92.5
22.0		85.2	86.4	87.5	88.5	89.5	90.7	91.4	92.0	92.6	93.1
26.0		85.7	86.9	88.1	89.1	90.1	91.3	91.9	92.6	93.2	93.7
30.0		86.3	87.5	88.6	89.7	90.7	91.9	92.5	93.2	93.7	94.3
34.0		86.8	88.0	89.2	90.2	91.2	92.4	93.1	93.8	94.1	94.0
38.0		87.4	88.6	89.7	90.8	91.8	93.0	93.4	93.5	93.5	93.4
42.0		88.0	89.2	90.3	91.4	92.1	92.8	92.9	93.0	92.9	
46.0		88.5	89.7		90.6	91.1	91.6				
50.0		88.7	89.4		90.0	90.6	91.1				
54.0		88.2	88.8		89.5						
									OAT < ISA + 30		
									OAT ≥ ISA + 30		

Slika 10. Tablica postavke N_1 u ovisnosti o temperaturi zraka i nadmorskoj visini, [7]

5.2. Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi penjanja

Tablice performansi penjanja zrakoplova su bazirane na potisku maksimalnog penjanja s klimatizacijom u normalnom modu i ugašenim sustavim protiv zaleđivanja.

Profil brzina penjanja je sljedeći:

- 250 kt od visine 1500 ft do visine FL100 odnosno 10000 ft
- Akceleracija od brzine 250 kt do 300 kt
- Penjanje pri brzini od 300 kt te nakon odabrane visine brzinom 0.78 Ma

Tablice su bazirane na položaj centra težišta koji se nalazi na 33% duljine srednje aerodinamičke tetive.

U svrhu određivanja performansi u tablici na slici 11. odabrana su dva primjera. Prvi primjer, označen crvenom bojom prikazuje izračun performansi penjanja od visine 1500 ft pa do određene visine, u ovom slučaju ta visina iznosi 35000 ft odnosno FL350. Drugi primjer označen plavom bojom predstavlja penjanja od neke početne visine, u ovom slučaju je to FL200, do željene visine, u ovom slučaju FL290.

U prvom primjeru se u tablicu ulazi s vrijednošću FL350, a druga vrijednost nije navedena jer se podrazumijeva da faza penjanja počinje na toj visini. Također se za ulazak u tablicu odabire trenutna masa zrakoplova, koja u ovom primjeru iznosi 62000 kg odnosno 62 t. Iščitavanjem vrijednosti iz tablice se dobiva sljedeće:

- Potrebno vrijeme penjanja = 26 min
- Potrebna količina goriva = 1846 kg
- Pređena udaljenost = 171 NM
- Brzina leta = 400 KTAS (*Knots True Airspeed*)

Uzimajući u obzir uvjete zaleđivanja i nužnost korištenja potpunog sustava protiv zaleđivanja iz tablice se iščitava faktor ispravke potrošnje goriva koji iznosi +2.5% te se dobiva nova vrijednost

- Korigirana potrebna količina goriva = $1848 \text{ kg} \times 1.025 = 1894.2 \text{ kg}$

CLIMB - 250KT/300KT/M.78								
MAX. CLIMB THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF			ISA CG=33.0%		FROM BRAKE RELEASE			
	WEIGHT AT BRAKE RELEASE (1000KG)							
FL	52	54	56	58	60	62	64	
	24 1637	26 1739	28 1852					
390	167 410	179 411	193 413					
370	21 1513	23 1598	24 1689	26 1786	27 1891	29 2007	31 2136	
350	144 402	153 403	162 404	173 405	184 406	197 408	212 410	
350	19 1419	21 1495	22 1575	23 1660	24 1750	26 1846	27 1950	
350	128 395	136 396	143 397	152 398	161 399	171 400	181 401	
330	18 1332	19 1402	20 1475	21 1552	22 1632	23 1717	24 1807	
310	115 388	121 388	128 389	135 390	143 391	151 392	159 393	
310	16 1247	17 1311	18 1377	19 1446	20 1519	21 1595	22 1675	
310	102 379	108 380	114 381	120 381	126 382	133 383	140 384	
290	15 1154	15 1212	16 1272	17 1335	18 1399	19 1467	20 1538	
290	90 368	94 369	99 369	104 370	110 371	115 371	121 372	
270	13 1045	13 1096	14 1149	15 1204	15 1261	16 1319	17 1380	
270	75 354	79 354	83 355	87 355	92 356	96 356	101 357	
250	11 949	12 994	12 1041	13 1090	14 1140	14 1192	15 1246	
250	64 340	67 340	70 341	74 341	77 342	81 342	85 343	
240	11 904	11 947	12 992	12 1038	13 1085	13 1134	14 1185	
240	59 333	62 334	65 334	68 334	71 335	74 335	78 336	
220	9 821	10 859	10 899	11 940	11 982	12 1026	12 1071	
220	50 320	52 320	55 321	57 321	60 321	63 322	65 322	
200	8 742	9 777	9 813	9 849	10 887	10 926	11 966	
200	42 306	44 306	46 307	48 307	50 307	53 308	55 308	
180	7 669	8 700	8 732	8 765	9 798	9 833	9 869	
180	35 292	37 292	39 293	40 293	42 293	44 293	46 294	
160	6 601	7 629	7 657	7 686	8 716	8 747	8 779	
160	29 277	31 278	32 278	34 278	35 279	37 279	38 279	
140	6 536	6 561	6 586	6 612	7 639	7 666	7 694	
140	24 262	26 263	27 263	28 263	29 264	30 264	32 264	
120	5 474	5 496	5 518	6 541	6 565	6 589	6 614	
120	20 246	21 246	22 247	23 247	24 247	25 248	26 248	
100	4 376	4 393	4 411	4 429	4 448	5 467	5 487	
100	14 216	14 217	15 217	16 218	16 218	17 218	18 219	
50	2 243	3 254	3 266	3 277	3 289	3 302	3 314	
50	7 176	7 177	8 177	8 178	8 178	9 178	9 179	
15	2 150	2 157	2 164	2 172	2 179	2 187	2 195	
15	3 123	3 124	3 124	4 124	4 125	4 125	4 126	
LOW AIR CONDITIONING		HIGH AIR CONDITIONING		ENGINE ANTI ICE ON		TOTAL ANTI ICE ON		
$\Delta FUEL = -0.4\%$		$\Delta FUEL = +0.4\%$		$\Delta FUEL = +1.5\%$		$\Delta FUEL = +2.5\%$		

Slika 11. Tablica performansi penjanja zrakoplova A320, [7]

U drugom primjeru se prikazuje promjena visine leta stoga u tablicu na slici 11. ulazimo s dvije vrijednosti, početnom i završnom visinom penjanja te masom zrakoplova koja iznosi 62 t.

Primjer zahtjeva oduzimanje dvaju visina da bi se dobila točna vrijednost. Iščitavanjem i oduzimanjem dvaju vrijednosti dobiva se:

- Potrebno vrijeme penjanja = 19 min – 10 min = 9 min
- Potrebna količina goriva = 1467 kg – 926 kg = 541 kg
- Pređena udaljenost = 115 NM – 53 NM = 62 NM
- Brzina leta = 371 KTAS – 308 KTAS = 63 KTAS

Uzimajući u obzir uvjete zaleđivanja potrebno je dodati ispravku zbog korištenja potpunih sustava protiv zaleđivanja te povećati dobivenu potrošnju za 2.5%.

- Korigirana potrebna količina goriva = $541 \text{ kg} \times 1.025 = 554.5 \text{ kg}$

5.3. Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi krstarenja

Tablice performansi zrakoplova u fazi krstarenja (slika 12.) služe za brzi izračun relevantnih informacija te su bazirane na sljedećim uvjetima:

- ISA ili ISA +20
- Normalna klimatizacija i ugašeni sustav protiv zaleđivanja
- Od FL290 do FL390 brzina leta iznosi 0.78 Ma
- Od FL100 do FL390 brzina leta je jednaka brzini dugog doleta
- Položaj centra težišta je na 33% duljine srednje aerodinamičke tetive.

Postoje dvije vrste tablica za proračun krstarenja, krstarenje pri brzini 0.78 Ma i krstarenje dugog doleta.

5.3.1. Tablica krstarenja pri brzini 0.78 Ma

U ovom primjeru se u tablicu na slici 12. korelira masa zrakoplova 62 t i visina krstarenja FL350. Iščitavanjem vrijednosti iz tablice dobiva se sljedeće:

- Postavka $N_1 = 82.1\%$
- Potrošnja goriva po motoru = 1139 kg/h
- Ukupna potrošnja goriva = $1139 \text{ kg/h} \times 2 = 2278 \text{ kg/h}$
- Specifični dolet = 197.4 NM/1000 kg
- Machov broj = 0.78
- Indicirana brzina = 264 kt
- Stvarna brzina = 450 kt

Uzimajući u obzir let u uvjetima zaledivanja i korištenje potpunog sustava protiv zaledivanja, potrošnja goriva se mora korigirati za vrijednost ispravke od 4.5%.

- Korigirana potrošnja goriva = $2278 \text{ kg/h} \times 1.045 = 2380.5 \text{ kg/h}$

CRUISE - M.78										
MAX. CRUISE THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF						ISA CG=33.0%	N1 (%) KG/H/ENG NM/1000KG	MACH IAS (KT) TAS (KT)		
WEIGHT (1000KG)	FL290	FL310	FL330	FL350	FL370	FL390				
50	80.3 .780	80.2 .780	80.0 .780	80.0 .780	80.5 .780	81.7 .780				
	1280 302	1188 289	1106 277	1035 264	978 252	939 241				
	180.3 462	192.6 458	205.1 454	217.2 450	228.7 447	238.3 447				
52	80.5 .780	80.3 .780	80.3 .780	80.3 .780	80.9 .780	82.2 .780				
	1290 302	1199 289	1119 277	1048 264	995 252	961 241				
	179.0 462	190.9 458	202.8 454	214.4 450	224.9 447	232.8 447				
54	80.7 .780	80.5 .780	80.5 .780	80.6 .780	81.3 .780	82.7 .780				
	1299 302	1209 289	1132 277	1064 264	1013 252	986 241				
	177.7 462	189.2 458	200.3 454	211.3 450	220.7 447	226.9 447				
56	80.9 .780	80.7 .780	80.8 .780	80.9 .780	81.8 .780	83.2 .780				
	1309 302	1221 289	1146 277	1080 264	1034 252	1015 241				
	176.3 462	187.3 458	198.0 454	208.1 450	216.3 447	220.4 447				
58	81.0 .780	81.0 .780	81.0 .780	81.3 .780	82.2 .780	83.8 .780				
	1320 302	1235 289	1160 277	1098 264	1058 252	1048 241				
	174.9 462	185.4 458	195.6 454	204.8 450	211.5 447	213.3 447				
60	81.2 .780	81.2 .780	81.3 .780	81.7 .780	82.7 .780	84.5 .780				
	1331 302	1249 289	1176 277	1117 264	1083 252	1083 241				
	173.4 462	183.3 458	192.9 454	201.2 450	206.5 447	206.5 447				
62	81.4 .780	81.4 .780	81.6 .780	82.1 .780	83.2 .780	85.1 .780				
	1341 302	1262 289	1188 277	1139 264	1113 252	1120 241				
	171.8 462	181.3 458	190.1 454	197.4 450	201.1 447	199.7 447				
64	81.6 .780	81.7 .780	82.0 .780	82.6 .780	83.8 .780	85.9 .780				
	1357 302	1277 289	1211 277	1163 264	1146 252	1157 241				
	170.1 462	179.2 458	187.3 454	193.4 450	195.1 447	193.3 447				
66	81.8 .780	81.9 .780	82.3 .780	83.0 .780	84.3 .780					
	1371 302	1293 289	1230 277	1188 264	1181 252					
	168.3 462	176.9 458	184.4 454	189.2 450	189.4 447					
68	82.0 .780	82.2 .780	82.7 .780	83.4 .780	84.9 .780					
	1385 302	1310 289	1252 277	1216 264	1217 252					
	166.7 462	174.7 458	181.2 454	184.8 450	183.7 447					
70	82.2 .780	82.5 .780	83.2 .780	83.9 .780	85.6 .780					
	1400 302	1328 289	1276 277	1250 264	1254 252					
	164.9 462	172.3 458	177.7 454	179.9 450	178.3 447					
72	82.5 .780	82.9 .780	83.5 .780	84.5 .780	86.3 .780					
	1416 302	1348 289	1302 277	1285 264	1292 252					
	163.0 462	169.8 458	174.3 454	175.0 450	173.1 447					
74	82.8 .780	83.2 .780	83.9 .780	85.0 .780						
	1433 302	1369 289	1329 277	1320 264						
	161.1 462	167.2 458	170.7 454	170.2 450						
76	83.0 .780	83.6 .780	84.4 .780	85.6 .780						
	1451 302	1392 289	1360 277	1358 264						
	159.1 462	164.4 458	166.7 454	165.6 450						
LOW AIR CONDITIONING $\Delta FUEL = - 0.5 \%$				ENGINE ANTI ICE ON $\Delta FUEL = + 2 \%$			TOTAL ANTI ICE ON $\Delta FUEL = + 4.5 \%$			

Slika 12. Tablica krstarenja pri brzini 0.78 Ma, [7]

5.3.2. Tablica krstarenja dugog doleta

U ovom primjeru se u tablicu na slici 13. koreliraju masa zrakoplova 62 t i visina krstarenja FL350. Iščitavanjem vrijednosti iz tablice dobiva se sljedeće:

- Postavka $N_1 = 82.2\%$
- Potrošnja goriva po motoru = 1140 kg/h
- Ukupna potrošnja goriva = $1140 \text{ kg/h} \times 2 = 2280 \text{ kg/h}$
- Specifični dolet = 197.4 NM/1000 kg
- Machov broj = 0.78
- Indicirana brzina = 265 kt
- Stvarna brzina = 450 kt

Uzimajući u obzir let u uvjetima zaledivanja i korištenje potpunog sustava protiv zaledivanja, potrošnja goriva se mora korigirati za vrijednost ispravke od 4.5%.

- Korigirana potrošnja goriva = $2280 \text{ kg/h} \times 1.045 = 2382.6 \text{ kg/h}$

LONG RANGE CRUISE									
MAX. CRUISE THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF						ISA CG=33.0%	N1 (%) KG/H/ENG NM/1000KG	MACH IAS (KT) TAS (KT)	
WEIGHT (1000KG)	FL290	FL310	FL330	FL350	FL370	FL390			
50	74.5 .666	75.3 .675	76.6 .696	78.2 .725	79.6 .751	81.5 .775			
	970 255	934 247	922 244	922 244	923 242	930 239			
	203.2 394	212.2 396	219.5 405	226.6 418	233.3 431	238.9 444			
52	75.2 .672	76.0 .683	77.5 .708	78.9 .735	80.3 .761	82.2 .781			
	996 257	964 250	959 249	958 248	960 246	963 241			
	199.7 398	207.9 401	214.7 412	221.3 424	227.5 437	232.6 448			
54	75.6 .675	76.8 .692	78.4 .721	79.6 .747	81.1 .772	82.8 .784			
	1016 258	997 254	998 254	996 252	998 250	995 242			
	196.5 399	203.6 406	210.0 419	216.2 430	221.8 443	226.0 450			
56	76.2 .679	77.6 .701	79.1 .730	80.2 .755	81.8 .779	83.4 .784			
	1041 260	1032 258	1033 257	1030 255	1032 252	1024 242			
	193.1 402	199.4 411	205.5 424	211.4 435	216.4 447	219.4 450			
58	76.9 .687	78.4 .713	79.7 .739	80.9 .766	82.3 .782	84.0 .785			
	1074 263	1070 262	1069 261	1069 259	1062 253	1060 243			
	189.4 407	195.3 418	201.1 430	206.5 442	211.1 448	212.2 450			
60	77.6 .696	79.2 .724	80.3 .749	81.5 .775	82.9 .785	84.7 .785			
	1109 267	1109 266	1105 265	1106 262	1095 254	1097 243			
	185.7 412	191.5 425	197.0 435	201.8 446	205.5 450	205.2 450			
62	78.4 .705	79.9 .732	80.9 .757	82.2 .780	83.4 .784	85.4 .786			
	1145 271	1145 270	1141 268	1140 265	1124 254	1136 243			
	182.3 418	187.7 430	192.9 440	197.4 450	200.0 450	198.3 451			
64	79.2 .716	80.5 .741	81.6 .767	82.7 .783	84.0 .785	86.1 .785			
	1184 275	1182 274	1182 272	1169 265	1161 254	1172 243			
	178.9 424	184.0 435	188.8 446	192.9 451	194.0 450	192.1 450			
66	79.9 .725	81.0 .749	82.2 .775	83.2 .785	84.6 .786	86.2 .757			
	1222 279	1218 277	1219 275	1201 266	1197 255	1159 233			
	175.6 429	180.5 440	184.9 451	188.4 452	188.2 451	187.2 434			
68	80.5 .733	81.5 .757	82.7 .780	83.6 .785	85.2 .786				
	1258 282	1254 280	1253 277	1231 266	1236 255				
	172.4 434	177.1 444	181.1 454	183.8 452	182.4 451				
70	81.0 .741	82.1 .767	83.2 .782	84.1 .785	85.9 .787				
	1294 286	1296 284	1282 278	1265 266	1277 255				
	169.4 438	173.6 450	177.4 455	178.8 453	176.8 451				
72	81.5 .748	82.7 .775	83.7 .784	84.7 .786	86.3 .781				
	1331 289	1335 287	1313 278	1301 267	1296 253				
	166.4 443	170.3 455	173.6 456	174.0 453	172.9 448				
74	82.0 .755	83.2 .780	84.1 .786	85.2 .786	86.5 .742				
	1366 292	1369 289	1347 279	1340 267	1278 239				
	163.6 447	167.2 458	169.7 457	169.1 453	166.5 426				
76	82.6 .764	83.7 .782	84.6 .785	85.9 .787					
	1408 295	1399 290	1377 279	1380 267					
	160.6 452	164.0 459	165.8 457	164.3 453					
LOW AIR CONDITIONING $\Delta FUEL = - 0.5 \%$				ENGINE ANTI ICE ON $\Delta FUEL = + 2 \%$			TOTAL ANTI ICE ON $\Delta FUEL = + 4.5 \%$		

Slika 13. Tablica krstarenja dugog doleta, [7]

5.4. Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi spuštanja

Tablice performansi zrakoplova za fazu spuštanja, prikazana na slici 14., se bazira na normalnoj brzini spuštanja koja iznosi $0.78 \text{ Ma} / 300 \text{ kt} / 250 \text{ kt}$ do visine 1500 ft pri:

- Normalnoj klimatizaciji
- Položaju centra težišta na 33% duljine srednje aerodinamičke tetive
- Ugašenim sustavima protiv zaleđivanja
- Vertikalna brzina spuštanja kabine je limitirana na 350 ft/min

Također postoje tablice za spuštanje u slučaju nužde koje su bazirane na većim brzinama točnije M_{MO}/V_{MO} s izvučenim zračnim kočnicama. Navedene brzine su maksimalne operativne brzine mjerene u jedinici Machovog broja i čvorova, respektivno.

Kao i kod penjanja, spuštanje se također može računati na dva načina. Prvi način je odabir trenutne visine i spuštanje do visine 1500 ft, za koju je tablica napravljena. Drugi način podrazumijeva oduzimanje dobivenih vrijednosti dviju visina te na taj način dobivaju se vrijednosti za prelazak između dvije visine.

DESCENT - M.78/300KT/250KT								
IDLE THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF		ISA CG=33.0%		MAXIMUM CABIN RATE OF DESCENT 350 FT/MIN				
WEIGHT (1000KG)	45				65			
FL	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1
390	14.7	156	91	68.2	17.6	167	107	IDLE 241
370	13.2	127	79	IDLE	16.9	162	102	IDLE 252
350	12.6	124	75	IDLE	16.2	158	97	IDLE 264
330	12.1	120	71	IDLE	15.6	155	92	IDLE 277
310	11.7	118	68	IDLE	15.0	151	87	IDLE 289
290	11.2	115	64	IDLE	14.4	147	83	IDLE 300
270	10.6	111	60	IDLE	13.6	142	77	IDLE 300
250	10.0	107	56	IDLE	12.8	137	71	IDLE 300
240	9.8	106	54	IDLE	12.4	135	69	IDLE 300
220	9.1	101	49	IDLE	11.6	129	63	IDLE 300
200	8.5	94	45	IDLE	10.7	120	57	IDLE 300
180	7.8	87	40	IDLE	9.8	110	51	IDLE 300
160	7.1	78	36	IDLE	8.9	98	45	IDLE 300
140	6.3	67	31	IDLE	7.9	84	39	IDLE 300
120	5.6	56	27	IDLE	6.9	70	33	IDLE 300
100	4.9	47	23	IDLE	6.0	58	28	IDLE 300
50	1.7	14	7	IDLE	2.1	18	9	IDLE 250
15	.0	0	0	IDLE	.0	0	0	IDLE 250
CORRECTIONS		LOW AIR CONDITIONING		ENGINE ANTI ICE ON		TOTAL ANTI ICE ON		PER 1° ABOVE ISA
TIME		-		+ 6 %		+ 10 %		+ 0.3 %
FUEL		-		+ 30 %		+ 50 %		+ 0.5 %
DISTANCE		-		+ 5 %		+ 7 %		+ 0.5 %

Slika 14. Tablica performansi spuštanja zrakoplova A320, [7]

U prvom primjeru na slici 14., označenom crvenom bojom, izračunavaju se vrijednosti kod spuštanja zrakoplova od FL350 do visine 1500 ft pri masi zrakoplova od 45 t. Sljedeće vrijednosti se iščitavaju iz tablice:

- Potrebno vrijeme = 12.6 min
- Potrošeno gorivo = 124 kg
- Pređena udaljenost = 75 NM
- Postavka $N1$ = prazan hod

Letenjem u uvjetima zaleđivanja, zahtjeva se let s uključenim sustavom protiv zaleđivanja, koji degradira vrijednosti performansi, ali je ključan za sigurno provođenje leta. Korištenje sustava zahtjeva korekciju vrijednosti iz tablice jer su tablice proračunate s isključenim sustavom. Potrebne su ispravke potrebnog vremena leta, potrošenog goriva i pređene udaljenosti tijekom snižavanja.

- Korigirano potrebno vrijeme = $12.6 \text{ min} \times 1.1 = 13.9 \text{ min}$
- Korigirano potrošeno gorivo = $124 \text{ kg} \times 1.5 = 186 \text{ kg}$
- Korigirana pređena udaljenost = $75 \text{ NM} \times 1.07 = 80.3 \text{ NM}$

U drugom primjeru na slici 14., označenom plavom bojom, izračunavaju se vrijednosti kod spuštanja zrakoplova između trenutne visine od 29000 ft odnosno FL290 do željenog FL200. Masa zrakoplova u ovom primjeru iznosi 45 t.

- Potrebno vrijeme = $11.2 \text{ min} - 8.5 \text{ min} = 2.7 \text{ min}$
- Potrošeno gorivo = $115 \text{ kg} - 94 \text{ kg} = 21 \text{ kg}$
- Pređena udaljenost = $64 \text{ NM} - 45 \text{ NM} = 19 \text{ NM}$
- Postavka $N1$ = prazan hod

Također je potrebno primijeniti ispravke za let u uvjetima zaleđivanja.

- Korigirano potrebno vrijeme = $2.7 \text{ min} \times 1.1 = 3 \text{ min}$
- Korigirano potrošeno gorivo = $21 \text{ kg} \times 1.5 = 31.5 \text{ kg}$
- Korigirana pređena udaljenost = $19 \text{ NM} \times 1.07 = 20.3 \text{ NM}$

5.5. Izračun performansi zrakoplova A320 u krugu čekanja

U tablicama za krug čekanja se nalaze informacije o totalnoj potrošnji goriva koja omogućuje posadi planiranje kruga čekanja i zahtjeve rezervnog goriva. Bazira se na krug čekanja u obliku trkaće staze u čistoj konfiguraciji pri brzini zelene točke (engl. *Green dot speed*). Također podrazumijeva da sustavi klimatizacije normalno rade i da se centar težišta nalazi na 33% duljine srednje aerodinamičke tetine.

U navedenom primjeru se u tablicu na slici 15. ulazi s masom od 52 t i visinom 5000 ft odnosno FL50. Iščitavanjem vrijednosti iz tablice dobivaju se sljedeće informacije:

- Postavka $N1 = 50.5\%$
- Potrošnja goriva po motoru = 968 kg/h
- Ukupna potrošnja goriva = 1936 kg/h

Korištenjem ispravaka za let u uvjetima zaleđivanja s upaljenim sustavom protiv zaleđivanja dobiva se korigirana potrošnja goriva.

- Korigirana potrošnja goriva = $1936 \text{ kg/h} \times 1.09 = 2110.2 \text{ kg/h}$

Postupak u tablici je označen crvenom bojom, a rješenje plavom bojom.

RACE TRACK HOLDING PATTERN - GREEN DOT SPEED								
MAX. CRUISE THRUST LIMITS					ISA	N1 (%)		
CLEAN CONFIGURATION					CG=33.0%	FF (KG/H/ENG)		
NORMAL AIR CONDITIONING								
ANTI-ICING OFF								
WEIGHT (1000KG)	FL 15	FL 50	FL100	FL140	FL180	FL200	FL220	FL250
44	44.7 854	6.8 336	50.2 806	52.9 781	56.3 760	57.8 753	59.5 750	62.2 749
46	45.6 888	7.8 371	51.1 837	54.0 811	57.4 792	58.9 787	60.6 785	63.5 783
48	46.5 923	8.8 306	52.0 868	55.1 842	58.4 826	59.9 821	61.7 819	64.7 816
50	47.3 959	9.8 338	52.9 898	56.1 874	59.3 859	60.9 856	62.8 853	65.7 848
52	48.2 994	50.5 968	53.9 929	57.3 906	60.3 894	61.9 890	63.9 887	66.6 880
54	49.1 1030	51.5 1000	54.8 960	58.2 939	61.2 929	63.0 923	65.0 921	67.5 912
56	50.0 1063	52.1 1031	55.8 992	59.0 972	62.2 961	64.0 957	66.0 952	68.5 944
58	50.8 1094	52.9 1061	56.7 1024	59.9 1006	63.1 995	65.0 992	66.8 984	69.4 976
60	51.5 1125	53.7 1091	57.7 1057	60.7 1041	64.1 1029	66.0 1023	67.7 1016	70.2 1008
62	52.2 1155	54.5 1122	58.7 1090	61.5 1075	65.0 1063	66.9 1055	68.5 1048	71.0 1041
64	52.9 1186	55.3 1154	59.4 1123	62.4 1108	66.0 1095	67.6 1087	69.3 1081	71.8 1075
66	53.6 1217	56.1 1186	60.1 1157	63.2 1141	66.9 1125	68.4 1119	70.1 1113	72.7 1109
68	54.3 1247	56.9 1218	60.8 1191	64.0 1173	67.6 1158	69.2 1151	70.9 1146	73.5 1144
70	55.0 1279	57.7 1251	61.6 1225	64.9 1208	68.4 1190	69.9 1184	71.6 1179	74.3 1180
72	55.7 1311	58.6 1285	62.3 1259	65.7 1241	69.1 1223	70.7 1216	72.3 1212	75.1 1217
74	56.5 1344	59.4 1319	63.1 1292	66.6 1272	69.8 1255	71.4 1249	73.1 1247	75.9 1256
76	57.2 1377	60.2 1352	63.8 1325	67.4 1303	70.5 1288	72.1 1283	73.8 1282	76.6 1295
LOW AIR CONDITIONING $\Delta FF = - 0.3 \%$	ENGINE ANTI ICE ON $\Delta FF = + 5 \%$	TOTAL ANTI ICE ON $\Delta FF = + 9 \%$	PER 1° ABOVE ISA $\Delta FF = + 0.3 \%$			STRAIGHT LINE $\Delta FF = - 5 \%$		

Slika 15. Tablica performansi zrakoplova A320 u krugu čekanja, [7]

5.6. Izračun performansi zrakoplova A320 u slučaju neuspjelog prilaza

U konfiguraciji za produžavanje prema proceduri, minimalni gradijent stabilnog penjanja s jednim radećim motorom iznosi 2.1% pri brzini koja ne prelazi V_s . Ovaj uvjet se, prema regulativi, naziva performans prilaznog penjanja.

Tablice služe za određivanje ograničavajuće mase za produžavanje koja zadovoljava gradijent s certificiranim konfiguracijama za produžavanje, one se nazivaju konfiguracija 2 i 3.

Zahtijevani gradijent od 2.1% se razmatra od referentne visine aerodroma. Postavka snage je "TO/GA" s upaljenim sustavom klimatizacije. Brzina je $1.23 V_s$ pri specificiranoj konfiguraciji. U rijetkim slučajevima kad je performans prilaznog penjanja preahtijevan, korekcija se zadaje na većoj brzini, sve do $1.4 V_s$.

Ukoliko se očekuju uvjeti zaleđivanja tijekom leta i TAT^5 ima vrijednost manju od $10^\circ C$ te postoje naznake o popriličnom zaleđivanju, u obzir se uzimaju površine koje nisu zaštićene sustavom protiv zaleđivanja i povećavaju se sigurnosne margine [7]:

- Smanjuje se granična masa prilaznog penjanja za 7.3%
- U konfiguraciji "FULL", prilazna brzina ne smije biti manja od $V_{REF} + 5$ kt, ili u konfiguraciji 3, prilazna brzina ne smije biti manja od $V_{LS} + 10$ kt.
- Ispravke u tablicama su valjane jedino kad je temperatura zraka manja od $10^\circ C$

U navedenom primjeru, u tablicu na slici 16. se ulazi s nadmorskom visinom u iznosu od 1000 ft i vanjskom temperaturom manjom od $10^\circ C$. Crvenom bojom je označen postupak te je dobivena maksimalna masa zrakoplova u slučaju produžavanja i iznosi 73.9 t. Zbog odvijanja leta u uvjetima zaleđivanja i korištenja sustava protiv zaleđivanja, granična masa se mora umanjiti za 7.3% te uračunati ispravak zbog rada sustava protiv zaleđivanja.

⁵ TAT – Total Air Temperature – Izmjerena temperatura koja uključuje povišenje temperature kinetičkim grijanjem.

➤ Granična masa = $73.9 \text{ t} \times 0.927 = 68.5 \text{ t} - 0.8 \text{ t} = 67.7 \text{ t}$

APPROACH CLIMB LIMITING WEIGHT (1000 KG) - CONF 2												
ONE ENGINE OUT						Normal Air Conditioning		Gradient : 2.1 %				
ONE ENGINE AT GO AROUND THRUST						Anti Ice OFF		V = 1.23 Vs				
PRESSURE ALTITUDE (FT)												
DAT (°C)	-2000	0	200	400	600	800	1000	1500	2000	5000	8000	12000
≤10	75.3	74.9	74.7	74.5	74.3	74.1	73.9	73.4	72.9	69.6	66.1	60.3
20	74.9	74.6	74.4	74.2	74.0	73.9	73.7	73.2	72.6	69.4	65.9	60.2
22	74.9	74.5	74.4	74.2	74.0	73.8	73.6	73.1	72.6	69.4	65.9	59.7
24	74.8	74.5	74.3	74.1	73.9	73.7	73.6	73.1	72.5	69.4	65.8	58.6
26	74.8	74.4	74.3	74.1	73.9	73.7	73.5	73.0	72.5	69.3	65.8	57.4
28	74.7	74.4	74.2	74.0	73.8	73.7	73.5	73.0	72.5	69.3	65.8	56.2
30	74.7	74.3	74.2	74.0	73.8	73.6	73.4	72.9	72.4	69.3	65.1	54.9
32	74.6	74.3	74.1	73.9	73.8	73.6	73.4	72.9	72.4	69.3	63.7	
34	74.6	74.3	74.1	73.9	73.7	73.5	73.4	72.9	72.4	69.2	62.3	
36	74.5	74.2	74.1	73.9	73.7	73.5	73.3	72.9	72.4	68.6	61.0	
38	74.5	74.2	74.0	73.9	73.7	73.5	73.3	72.9	72.4	67.4	59.7	
40	74.4	74.2	74.0	73.9	73.7	73.5	73.3	72.8	72.3	66.2		
42	74.4	74.2	74.0	73.8	73.6	73.4	73.2	72.7	71.7	65.0		
44	74.4	74.1	73.9	73.7	73.4	73.0	72.6	71.5	70.4	63.7		
46	74.3	73.4	72.9	72.5	72.1	71.7	71.3	70.2	69.2			
48	74.3	72.0	71.6	71.2	70.8	70.4	70.0	68.9	67.9			
50	73.5	70.7	70.3	69.9	69.5	69.1	68.7	67.7	66.7			
52	72.2	69.4	69.0	68.6	68.2	67.8	67.4	66.4				
54	70.9	68.3	67.9	67.5								
55	70.3	67.7										
AIR CONDITIONING OFF ADD				ENGINE ANTI ICE ON SUBTRACT				TOTAL ANTI ICE ON SUBTRACT		SPEED INCREASE PER 0.01 Vs ADD		
1850 kg				250 kg				800 kg		300 kg		

Slika 16. Tablica performansi zrakoplova A320 u slučaju neuspjelog prilaza, [7]

6. ZAKLJUČAK

Uvjeti zaleđivanja predstavljaju veliku opasnost u zrakoplovstvu te su uzročnik većeg broja incidenata i nesreća. Postavljanjem određenih regulativa, sofisticiranjem sustavima i edukacijom o ozbiljnosti takvih uvjeta, vrlo pozitivno se utječe na sigurnost u zrakoplovstvu te se kreće u pozitivnom smjeru.

U regulativi su postavljeni minimumi koji obavezno moraju biti zadovoljeni te operateri mogu postaviti isključivo više standarde. Standardi uključuju minimume performansi u različitim režimima leta kao što su minimalni gradijent penjanja, minimalne brzine pri određenim konfiguracijama i slično. Poštivanjem postojeće regulative umanjuje se rizik nesreće.

Airbus svojim korisnicima omogućuje opsežan priručnik o zrakoplovu te razmatra velik broj situacija i procedura za različite režime i konfiguracije. Pojednostavljeno se prikazuju proračuni parametara u priloženim tablicama i grafovima, koji sadržavaju ispravke za izvanredne uvjete i pružaju jednostavnost u korištenju. Na taj način se pospešuje efikasnost i sigurnost te olakšava svakodnevno planiranje letenja i izračunavanje performansi.

Usporedbom rezultata, dobivenih iz priručnika zrakoplova, u standardnim uvjetima i uvjetima zaleđivanja zaključuje se da uvjeti zaleđivanja u svim aspektima imaju negativan utjecaj, što uključuje aerodinamičku degradaciju te generalno smanjenje performansi u svim režimima leta.

POPIS LITERATURE

- [1] [Mrežno]Dostupno: https://en.wikipedia.org/wiki/European_Aviation_Safety_Agency
[Pristupljeno 10.06.2019.]
- [2] European Aviation Safety Agency, Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25, Amendment 22, 2018.
- [3] Airbus Industrie, Getting to Grips with Cold Weather Operations, 2000.
- [4] T. P. Turner, Weather Patterns and Phenomena, A Pilot's guide, 1999.
- [5] M. J.C.T. »The Adverse Aerodynamic Effects of Inflight Icing on Airplane Operation« Transport Canada, 2009.
- [6] Federal Aviation Administration, Turbofan Engine Induction System Icing and Ice Ingestion, 2004.
- [7] A. SE, Airbus A320 Flight Crew Operating Manual, 2017.

POPIS PRILOGA

Slika 1. Envelopa konvektivnih oblaka	9
Slika 2. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu	14
Slika 3. Proizvedeni potisak s obzirom na temperaturu.....	16
Slika 4. Optimalni omjeri V1/VR i V2/VS	17
Slika 5. Tablica ispravaka za polijetanje.....	18
Slika 6. Iščitavanje vrijednosti iz tablica polijetanja metodom unosa mase	19
Slika 7. Iščitavanje vrijednosti iz tablica polijetanja metodom unosa temperature.....	19
Slika 8. Primjer tablice polijetanja za metodu unosa mase.....	20
Slika 9. Primjer tablice polijetanja za metodu unosa temperature	22
Slika 10. Tablica postavke N1 u ovisnosti o temperaturi zraka i nadmorskoj visini	24
Slika 11. Tablica performansi penjanja zrakoplova A320	26
Slika 12. Tablica krstarenja pri brzini 0.78 Ma.....	29
Slika 13. Tablica krstarenja dugog doleta.....	31
Slika 14. Tablica performansi spuštanja zrakoplova A320	33
Slika 15. Tablica performansi zrakoplova A320 u krugu čekanja	36
Slika 16. Tablica performansi zrakoplova A320 u slučaju neuspjelog prilaza.....	38



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj završni rad isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.

Izjavljujem kako nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz necitiranog rada, te nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava.

Izjavljujem također, kako nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog rada pod naslovom Izračun performansi zrakoplova Airbus A320 u uvjetima zaledjivanja

na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

Student/ica:

U Zagrebu,

04-09-19


(potpis)